

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ПРИМЕНЕНИЕ ОТКРЫТОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ГАЗОДИНАМИКИ СТАРТА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ <i>Т. О. Абдурашидов, А. В. Осипов, В. Н. Корчагова, М. В. Крапошин, Е. В. Смирнова, С. В. Стрижак</i>	7
МЕТОДИЧЕСКОЕ И АНАЛИТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ И СОПРОВОЖДЕНИЯ СТРАТЕГИЧЕСКОЙ ПРОГРАММЫ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО РАЗВИТИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ <i>О. В. Гапоненко</i>	21
ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С БИСТАТИЧЕСКИМ РАДИОЛОКАЦИОННЫМ КОМПЛЕКСОМ P-VHF ДИАПАЗОНОВ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ <i>О. В. Горячкин, И. В. Маслов, Б. Г. Женгуров</i>	31
ПРИМЕНЕНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ В ФОРСАЖНЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ <i>А. С. Колесников, А. А. Пахольченко</i>	41
ОБОСНОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА НОВОГО КОЛЛЕКТОРНОГО УСТРОЙСТВА ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ <i>Д. Н. Тесля, С. А. Маяцкий, Т. В. Грасько</i>	51
<hr/> МАШИНОСТРОЕНИЕ И ЭНЕРГЕТИКА <hr/>	
ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ БУДУЩЕЕ РОССИИ: ВЫЗОВ «ТРЕТЬЕЙ ПРИРОДЫ» <i>Д. В. Горбунов, А. Ю. Нестеров</i>	60
СПРЯМЛЕНИЕ ПРОФИЛЯ СКОРОСТИ В ПОТОКЕ ЖИДКОСТИ ПОСЛЕ НАПОРНОГО КОЛЛЕКТОРА <i>В. А. Калаев, С. В. Хоробров</i>	72
ИССЛЕДОВАНИЕ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ И ВИБРОАКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРСПЕКТИВНОГО КЛАПАНА-ДРОССЕЛЯ С РАБОЧИМ ОРГАНОМ В ВИДЕ ЭЛАСТИЧНОГО ТРУБЧАТОГО ЭЛЕМЕНТА <i>А. Н. Крючков, Н. Н. Ромашиов, М. А. Ермилов, М. В. Баляба</i>	82
О СВЯЗИ ХЕМИИОНИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ С ТЕМПЕРАТУРОЙ И ДАВЛЕНИЕМ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ОБЪЁМА <i>А. П. Шайкин, И. Р. Галиев</i>	91

УПРАВЛЕНИЕ, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И ИНФОРМАТИКА

- МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КАЛИБРОВОЧНОГО ИСТОЧНИКА ИЗЛУЧЕНИЯ НА БАЗЕ ПИД-РЕГУЛЯТОРА**
В. В. Волков 101
- АЛГОРИТМ КЛАСТЕРИЗАЦИИ С ПРОЕКЦИЕЙ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ РАЗМЕЩЕНИЯ ТРАНСПОРТНЫХ ОБЪЕКТОВ**
*Б. А. Есипов, О. В. Москвичев, Н. С. Складнев,
А. О. Алёшинцев* 108
- СЕРВИС-ОРИЕНТИРОВАННЫЙ РАСПРЕДЕЛЁННЫЙ ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ И МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОГО АНАЛИЗА ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЁЖНОСТИ И ЖИВУЧЕСТИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ: РОССИЙСКИЙ И БЕЛОРУССКИЙ СЕГМЕНТЫ**
*В. А. Зеленцов, С. А. Потрясаев, Б. В. Соколов, В. Ю. Скобцов,
С. А. Кореняко, Д. С. Ким, Е. Н. Вакульчик, Л. И. Кульбак,
Е. Д. Николаеня, Н. В. Лапицкая, Р. В. Саксонов* 118
- ПРИМЕНЕНИЕ СВЁРТОЧНЫХ КОДОВ ДЛЯ ЗАЩИТЫ ПРОГРАММИРУЕМЫХ ЛОГИЧЕСКИХ ИНТЕГРАЛЬНЫХ СХЕМ ОТ ЕДИНИЧНЫХ ОТКАЗОВ, ВЫЗВАННЫХ РАДИАЦИОННЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА**
А. А. Никитин, Ю. Н. Жигулёвцев 130
- ПРОВЕДЕНИЕ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ ПРОГРАММИРУЕМЫХ ЛОГИЧЕСКИХ ИНТЕГРАЛЬНЫХ СХЕМ**
А. А. Огурцов 137

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

APPLICATION OF OPEN-SOURCE SOFTWARE FOR INDUSTRIAL PROBLEMS OF VEHICLE LIFT-OFF GAS DYNAMICS

*T. O. Abdurashidov, A. V. Osipov, V. N. Korchagova
M. V. Kraposhin, Ye. V. Smirnova, S. V. Strizhak*

7

METHODOLOGICAL AND ANALYTICAL SUPPORT FOR THE CREATION AND MAINTENANCE OF AEROSPACE INDUSTRY TECHNOLOGICAL DEVELOPMENT STRATEGIC PROGRAMS

O. V. Gaponenko

21

CONCEPTUAL DESIGN OF SMALL SPACECRAFT WITH A HIGH RESOLUTION P-VHF BAND BISTATIC SAR SYSTEM

O. V. Goryachkin, I. V. Maslov, B. G. Gengurov

31

THE USE OF GAS-DYNAMIC FLAME STABILIZATION IN AFTERBURNER COMBUSTION CHAMBERS OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES

A. S. Kolesnikov, A. A. Pakhol'chenko

41

DEVELOPMENT OF A NEW COLLECTOR DEVICE FOR GAS TURBINE ENGINE AFTERBURNER

D. N. Teslya, S. A. Mayatsky, T. V. Grasko

51

MECHANICAL AND POWER ENGINEERING SCIENCES

TECHNOLOGICAL FUTURE OF RUSSIA: THE CHALLENGE OF THE "THIRD NATURE"

D. V. Gorbunov, A. Yu. Nesterov

60

FLOW CONDITIONING DOWNSTREAM A PRESSURE COLLECTOR

V. A. Kalaev, S. V. Khorobrov

72

INVESTIGATION OF HYDRAULIC AND VIBROACOUSTIC CHARACTERISTICS OF A PROSPECTIVE VALVE WITH AN ELASTIC TUBULAR ELEMENT USED AS THE WORKING BODY

A. N. Kryuchkov, N. N. Romashov, M. A. Ermilov, M. V. Balyaba

82

RELATION BETWEEN FLAME CHEMIONIZATION AND VARIABLE-VOLUME COMBUSTION CHAMBER TEMPERATURE AND PRESSURE

A. P. Shaikin, I. R. Galiev

91

CONTROL, COMPUTATIONAL EQUIPMENT AND INFORMATION SCIENCE

- SIMULATION AND EXPERIMENTAL DEVELOPMENT
OF A TEMPERATURE CONTROL SYSTEM OF A RADIATION
CALIBRATION SOURCE BASED ON A PID-REGULYATOR**
V. V. Volkov 101
- CLUSTERING ALGORITHM WITH PROJECTION
FOR SOLVING PROBLEMS OF OPTIMAL ALLOCATION
OF TRANSPORT FACILITIES**
B. A. Esipov, O. V. Moskvichev, N. C. Skladnev, A. O. Alyoshintsev 108
- SERVICE-ORIENTED DISTRIBUTED SOFTWARE COMPLEX
FOR EVALUATION AND MULTI-CRITERIA ANALYSIS
OF RELIABILITY AND SURVIVABILITY OF ON-BOARD EQUIPMENT
OF SMALL SATELLITES: RUSSIAN AND BELARUSIAN SEGMENTS**
*V. A. Zelentsov, S. A. Potryasaev, B. V. Sokolov, V. Yu. Skobtsov,
S. A. Korenyako, D. S. Kim, E. N. Vakulchyk, L. I. Kulbak,
E. D. Nikolaenya, N. V. Lapitskaja, R. V. Saksonov* 118
- APPLICATION OF CONVOLUTIONAL CODES FOR THE
PROTECTION OF FPGA AGAINST SINGLE FAILURES CAUSED
BY OUTER SPACE RADIATION EFFECTS**
A. A. Nikitin, Yu. N. Zhigulevtsev 130
- CONDUCTING FUNCTIONAL CONTROL
OF FIELD-PROGRAMMABLE GATE ARRAYS**
A. A. Ogurtsov 137

ПРИМЕНЕНИЕ ОТКРЫТОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ГАЗОДИНАМИКИ СТАРТА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

© 2017

- Т. О. Абдурашидов** ведущий инженер-конструктор;
Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – «Научно-исследовательский институт
стартовых комплексов имени В.П. Бармина», г. Москва;
lexx.957.lq@gmail.com
- А. В. Осипов** инженер;
Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» – «Научно-исследовательский институт
стартовых комплексов имени В.П. Бармина», г. Москва;
hitzig@yandex.ru
- В. Н. Корчагова** ассистент;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
ko_viktoria@inbox.ru
- М. В. Крапошин** кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник;
Институт системного программирования им. В.П. Иванникова РАН, г. Москва;
m.kraposhin@ispras.ru
- Е. В. Смирнова** ассистент;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
alenka-davidova@rambler.ru
- С. В. Стрижак** кандидат технических наук, инженер;
Институт системного программирования им. В.П. Иванникова РАН, г. Москва;
s.strijhak@ispras.ru

Для решения задачи снижения ударно-волновых, эжекционных, тепловых, газодинамических и акустических нагрузок на ракету-носитель (РН) и на оборудование стартового комплекса – пусковые установки (ПУ) предлагается привлечение возможностей методов математического моделирования. Одним из возможных направлений применения численных методов является моделирование происходящих при старте РН процессов взаимодействия сверхзвуковых струй газа с подводимыми для снижения акустических нагрузок водяными струями и конструкцией стартового комплекса. Ввиду сложности происходящих при старте РН процессов их описание с помощью математической модели должно носить комплексный, по возможности модульный характер. Предлагаемая численная модель должна обладать возможностями учёта явлений различного масштаба – от динамики газокапельного потока до акустики дальнего поля космодрома. Из соображений гибкости и расширяемости реализация модели должна осуществляться с использованием открытого программного обеспечения. Рассматриваются вопросы применимости одной из важных составляющих модели – модуля численного описания газодинамики турбулентного сверхзвукового потока. Тестирование модели производится для различных режимов истечения сверхзвуковых струй – идеального, недорасширенного. Приводятся результаты моделирования ударно-волновой структуры как затопленной, так и натекающей на препятствие одноблочной и трёхблочной сверхзвуковых струй двигательной установки. Результаты расчётов сравниваются с экспериментальными данными.

Ракета-носитель; газодинамика и акустика старта; двухфазные течения; численная модель; открытое программное обеспечение; тестирование; верификация.

Цитирование: Абдурашидов Т.О., Осипов А.В., Корчагова В.Н., Крапошин М.В., Смирнова Е.В., Стрижак С.В. Применение открытого программного обеспечения для решения задач газодинамики старта ракеты-носителя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 7-20. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-7-20

Введение

Одной из задач при проектировании стартовых сооружений является снижение уровней акустических нагрузок на элементы ракеты-носителя (приборные отсеки, полезная нагрузка или пилотируемый корабль). Основными источниками акустических

нагрузок при старте ракеты-носителя являются как сами свободные сверхзвуковые струи, имеющие сложную ударно-волновую и турбулентную структуру, так и области взаимодействия струй с преградами. В первую очередь вопрос решения данных задач стоит для ракет тяжёлого класса и перспективных ракет сверхтяжёлого класса, мощности которых значительно превышают мощности существующих пилотируемых ракет, а стартовые сооружения могут иметь ограничения по максимальным габаритам (с учётом геологии, сложности и стоимости работ).

Для снижения шума как на зарубежных стартовых комплексах («Atlas-V», «Falcon-9», «Antares», «Ariane-5»), так и в отечественной практике (РН «Энергия» с орбитальным кораблём «Буран») широко используются активные методы шумоподавления, с помощью которых изменяют спектральный состав акустического поля источников и снижают мощность акустических нагрузок. Шумоподавление осуществляется путём подвода воды в область газовых струй двигательной установки РН.

Эффективность таких систем зависит от выбора параметров системы подачи воды (расход, скорость движения жидкости, форма факела распыла воды), что представляет собой сложную задачу, ставящую своей целью определение оптимального набора параметров для системы шумоподавления с учётом заданных требований по уровню шума. В современной практике эффективность систем подачи воды определяется в первую очередь экспериментальными методами. Отметим, что чем ближе размеры модели к натурным размерам системы, тем точнее данные эксперимента и тем проще экстраполяция экспериментальных данных на натуральный масштаб.

Масштабное моделирование физических процессов старта требует изготовления полносистемной модели пусковой установки, а также ракеты с двигателями в выбранном масштабе (от 1:5 до 1:50 в зависимости от класса РН). Это приводит как к значительным финансовым вложениям в разработку моделей пусковой установки РН и системы подачи воды, в отработки модельных режимов работы двигательной установки (ДУ), в разработку и монтаж системы измерений из сотен датчиков, так и увеличивает сроки проектирования и изготовления новых образцов ракетной техники.

Всё это приводит к поиску решений, основанных на расчётно-экспериментальном подходе при прогнозировании акустических нагрузок при старте РН. Данный подход заключается в разработке достоверных математических моделей, прошедших верификацию и валидацию на экспериментальных установках малого масштаба с целью последующего их использования для расчётов натуральных параметров. Сложность такого подхода состоит в том, что модели расчёта акустических полей, генерируемых газовыми струями РН при их смешении с водой, при использовании прямых вычислительных схем предъявляют чрезвычайно высокие требования к вычислительным мощностям.

Математическая модель и программное обеспечение

Эти ограничения приводят к необходимости создания математической модели, включающей в себя связанную иерархию допущений для явлений различного масштаба (газодинамика, акустика, гидродинамика, химические реакции).

В укрупнённом виде решение данной задачи можно разделить на два направления: 1) решение гидрогазодинамической задачи с получением осреднённых и пульсационных параметров струй двигателей (с водой и без воды); 2) решение акустической задачи (с водой и без воды).

Математическая модель, соответствующая данной задаче, должна включать в себя описание следующих процессов:

- 1) трёхмерное нестационарное движение вязкого сжимаемого газа;
- 2) изменение состава смеси при догорании топлива после выхода из сопла;
- 3) взаимодействие струй и капель воды с горячей струёй газа, включая:

- описание дробления струй воды при выходе из насадок различной формы;
- исследование дисперсного состава струи при различных режимах работы систем подачи воды;
- моделирование поведения газокапельной смеси;

4) распространение акустических колебаний в дальнем поле.

Для численной аппроксимации такой математической модели требуются различные численные методы, каждый из которых эффективен в своей области. Так, например, для задач моделирования газодинамики и течения жидкости с межфазной поверхностью промышленным стандартом де-факто является метод конечного объема на неструктурированной сетке. Данный метод, с одной стороны, является достаточно гибким для адаптации к различным типам течений, а с другой стороны – позволяет проводить численный анализ конструкций со сложной геометрией. Обратной стороной возможностей этого метода является высокая численная диффузия и низкий порядок аппроксимации (до второго), приводящие к необходимости существенного дробления шага по пространству и времени для получения физически правдоподобного решения.

Дополнительным препятствием на пути корректного воспроизведения акустических полей при старте РН является необходимость корректного учёта пульсаций потока сверхзвуковых струй, являющихся источником шума. Прямое численное разрешение задач подобного рода невозможно, поэтому вводятся методы, позволяющие в рамках определённых упрощений (осреднения по времени — URANS, Unsteady Reynolds Averaged Navier — Stokes Equations или по пространству — LES, Large Eddy Simulation) прогнозировать характеристики течения с удовлетворительной степенью достоверности. В то же время эти модели содержат константы, величина которых выбирается эмпирически или согласно другим расчётам.

Возможно также, что после тестирования применимости численной модели для рассматриваемой задачи может потребоваться пересмотр балансных соотношений модели, что означает необходимость изменения исходного кода программы. В связи с этим сделанный выбор в пользу открытого (свободно распространяемого) программного обеспечения (ПО) носит стратегический характер. Ввиду масштабности поставленной задачи моделирования газодинамики и акустики старта рассматривается тестирование открытого ПО только для двух типов течений: 1) истечение сверхзвуковых струй газа; 2) истечение струи воды в газообразную среду.

Для решения прикладных задач по обоим направлениям применяется конечно-объёмная библиотека OpenFOAM, модули которой rhoCentralFoam [1] и interFoam [2] разрабатывались для исследования струйных течений сжимаемых гомогенных сред или несжимаемых сред с межфазной поверхностью. В то же время существуют и другие реализации моделей струйных течений для сверхзвуковых струй. Использован программный модуль rimpleCentralFoam, основанный на гибридной схеме Курганова-Тадмора и методе расщепления PIMPLE [3]. Для исследования дробления водяных струй использована программа Gerris 3D [4], хорошо зарекомендовавшая себя в задачах моделирования течений с межфазной поверхностью.

Тестирование и вариация

Указанные программы были протестированы и верифицированы для ряда эталонных случаев:

1) течение сжимаемых сред – одномерные задачи распада разрыва, ламинарные течения слабосжимаемых сред, течения реальных газов и др.;

2) многофазные течения с межфазной поверхностью — соударение одиночных капель со слоем жидкости при различных значениях чисел Вебера (We) и Рейнольдса (Re) [5], кросс-верификация различных методов на примере задачи обрушения дамбы

[6], моделирование неустойчивостей Кельвина-Гельмгольца, Рэлея-Тэйлора и Рэлея-Плато [7].

С целью анализа применимости программных средств и заложенных в них численных алгоритмов для решения прикладных задач моделирования ракетно-космической техники было выбрано несколько случаев из зарубежной и отечественной экспериментальной базы.

1. Анализ поля скорости и турбулентной вязкости в идеально расширенной сверхзвуковой струе воздуха [8;9].

2. Анализ течения холодной перерасширенной сверхзвуковой струи воздуха [10].

3. Исследование горячей перерасширенной струи газа, истекающей в воздух при нормальных условиях [11].

4. Моделирование взаимодействия сверхзвуковой струи с преградой [11].

5. Моделирование течений с межфазной поверхностью — распыление струи воды, выходящей из канала с сечением прямоугольной формы.

Первые два случая представляют собой широко известные бенчмарк-тесты для верификации газодинамических программ. Различие между работами [8] и [10] заключается в наборе доступных экспериментальных данных и в режимах истечения. В первом случае для сопоставления известны поле скорости и турбулентная кинематическая вязкость вдоль оси сопла, а во втором – распределение давления вдоль оси сопла. При этом в работе [8] рассматривается истечение только идеально расширенной струи, а в [10] исследуется целый спектр режимов – от недорасширенных до перерасширенных струй сопел различной конфигурации.

Данные случаи рассматривались для выбора численных схем, начальных и граничных условий, которые в дальнейшем использовались при верификации на основе отечественных данных [11].

Сравнение с зарубежными экспериментами

Для эксперимента Эггера [8] профиль сопла был известен – от сосуда высокого давления до выходного среза. В связи с этим расчёт выполнялся от докритического сечения, на котором задавались параметры изэнтропного торможения. Течение предполагалось осесимметричным.

Расчётная область для осесимметричной задачи в OpenFOAM представляет собой клин с углом раствора 5° .

Рабочим телом является воздух с молярной массой 28,85 г/моль, изобарной теплоёмкостью 1005 Дж/(К·кг), показателем адиабаты 1,4, вязкостью $1,82 \cdot 10^{-5}$ Па·с и коэффициентом теплопроводности 0,022614 Вт/(м·К). Параметры на бесконечности: давление 101325 Па и температура 300 К. Полное давление на входе (в докритическом сечении) равно 11 атм. Для воспроизведения средних характеристик турбулентного потока использовались модели турбулентности $k-\omega$ SST [12] и RNG $k-\epsilon$ [13]. Для аппроксимации конвективных слагаемых использовалась TVD-схема с ограничителем Minmod [14], для диффузионных – метод Гаусса с линейной интерполяцией, для аппроксимации производных по времени – схема Эйлера с локальным шагом по времени. Для расчётов использовались сетки с блочным разбиением и числом ячеек 40 и 80 на диаметр.

На поверхностях стенок помимо условия прилипания задано условие пристеночной функции, на входе – интенсивность турбулентности (1%) и длина смешения (1 мм). Расчёт проводился до получения установившегося состояния.

Сравнение выполнялось как с данными эксперимента [8], так и с результатами расчётов, выполненных в [9]. Результаты представлены на рис. 1, 2.

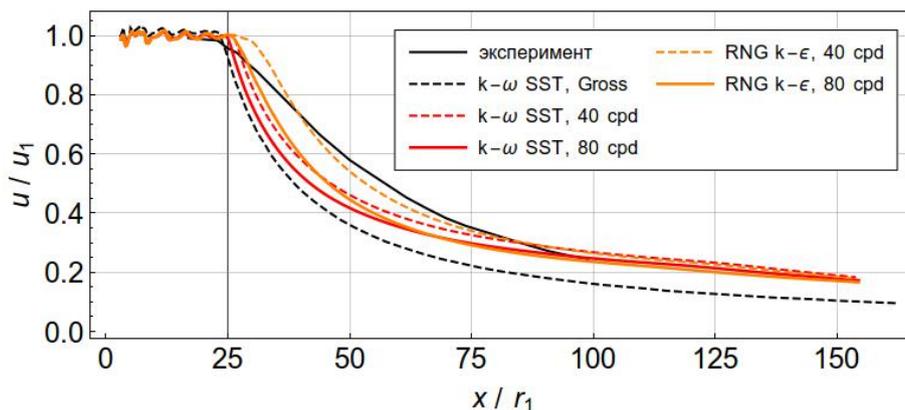


Рис. 1. Сравнение поля безразмерной скорости на оси струи, полученного в расчёте, эксперименте и расчёте [9]

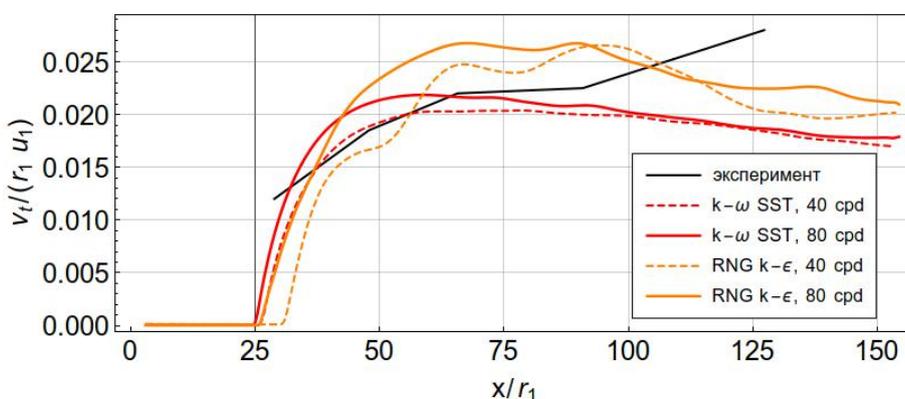


Рис. 2. Сравнение приведённого поля турбулентной вязкости на оси струи, полученного в расчёте и в эксперименте

Из рис. 1, 2 следует удовлетворительное качественное совпадение результатов расчётов и эксперимента и хорошее качественное совпадение результатов моделирования, полученных в данной работе и в работе [9]. Сопоставление результатов, выполненных при различных сеточных разрешениях, позволяет судить о наличии сеточной сходимости; более того – поля скорости, полученные при использовании различных моделей турбулентности, при увеличении числа ячеек приближаются друг к другу.

Следует остановиться и на различиях, одно из которых указывает, по всей видимости, на недостаточно точный учёт переноса импульса турбулентными пульсациями. Скорость потока на оси в эксперименте убывает интенсивнее, чем во всех расчётных случаях, за исключением начального участка для схемы RNG $k-\epsilon$ с сеточным разрешением 40 ячеек на диаметр (рис. 1). Анализ распределения величины турбулентной вязкости позволяет прийти к схожему выводу: чем больше её величина, тем эффективнее происходит обмен импульсом центра струи с периферией. Вместе с тем, различие экспериментального и численного решения показывает необходимость валидации модели с целью усовершенствования описания механизмов турбулентного обмена импульсом в сверхзвуковых потоках.

Для оценки применимости модели `pimpleCentralFoam` к моделированию турбулентных перерасширенных струй был воспроизведён один из режимов экспериментальной серии [10]. Корректность воспроизведения бочкообразной структуры струи после выходного сечения сопла определялась по распределению статического давления

среды на оси струи. Было исследовано влияние настроек численной схемы на соответствие расчётного и экспериментального распределений статического давления вдоль оси потока, а именно: влияние граничных условий (параметров модели турбулентности на срезе сопла), выбор модели турбулентности, параметров разбиения (клин или «угол»), схем дискретизации конвективных слагаемых, способа интегрирования уравнений (нестационарный алгоритм или квазистационарный).

Параметры рабочего тела и граничные условия на бесконечности соответствуют эксперименту Эггерса [8]. Расчёт ведётся от выходного среза сопла, для которого из [10] известно распределение газодинамических величин – числа Маха (для выбранного профиля), полного давления и температуры по параметру $\beta = 2$. Было выбрано профилированное сопло с выходным числом Маха 2.0, поскольку, как утверждается в [10], для этого сопла скорость потока параллельна оси и, следовательно, можно задать равномерное распределение всех величин по радиусу. Задача решалась в осесимметричном приближении, использовалась прямоугольная расчётная область с немного «вдвинутым» вглубь области выходным срезом сопла.

Сеточное разбиение выбиралось исходя из числа ячеек на диаметр D сопла. Плотность сеточных линий изменялась следующим образом: по горизонтали – в зависимости от расстояния от входной области (последний отрезок в шесть раз длиннее первого, первый выбирается по диаметру выходного среза сопла); по вертикали – в зависимости от расстояния от оси струи (на расстоянии от 0 до D разбиение равномерное, далее шаг увеличивается от первоначального до восьмикратного). Такое разбиение позволило существенно сократить число ячеек расчётной области и воспользоваться относительно небольшим числом вычислительных ядер (до 24) при времени расчёта до одних суток для самого сложного случая. Сравнение расчётов на разных сетках и с разными настройками моделей позволило наглядно оценить как эти параметры могут повлиять в дальнейшем на решение промышленной задачи.

Проведённые расчёты показали как наличие сеточной сходимости (рассматривались сетки 20, 40, 80, 160 ячеек на диаметр), так и возможность корректного воспроизведения по крайней мере первых двух ударно-волновых структур (рис. 3).

В дальнейшем на всех рисунках сетка 1 соответствует 20 ячейкам, сетка 2 – 40 ячейкам, сетка 3 – 80 ячейкам и сетка 4 – 160 ячейкам на диаметр.

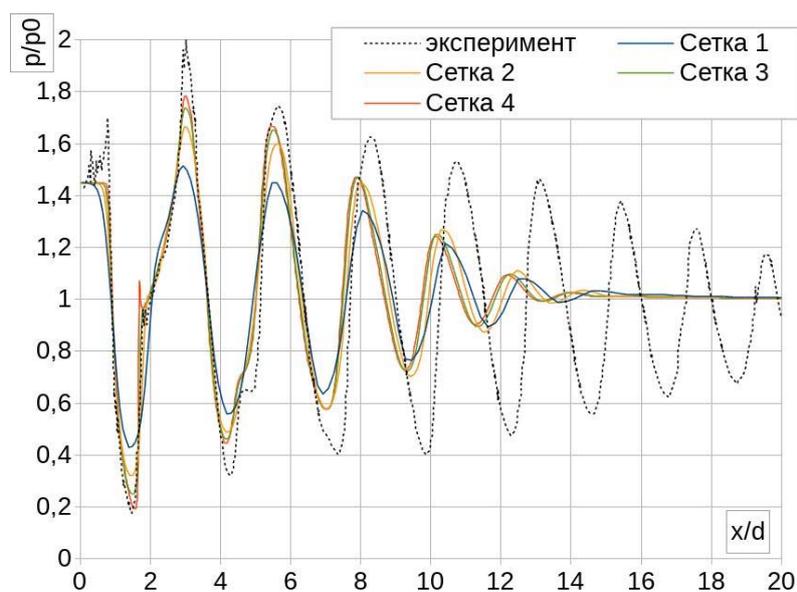


Рис. 3. Сравнение приведенного поля статического давления на оси струи, полученного в расчёте, с экспериментом для различных сеток (20, 40, 80, 160 ячеек на диаметр)

Различия носят характер как сдвига фазы, связанного с изменением длины волны по сравнению с экспериментом, так и диссипации волн расширения-сжатия, приводящей к исчезновению ударных ячеек. Эти различия могут объясняться как свойствами численного метода (численная вязкость, численная дисперсия), так и выбором модели турбулентности (турбулентной вязкости) и её параметров.

Результаты расчётов, сопоставленные с экспериментом [15], показывают завышенные длины области расширения-сжатия, что может быть связано с принятым в модели допущением о нулевой вязкости. В данной серии расчётов в дискретизированной системе уравнений присутствует как молекулярная вязкость, так и турбулентная, что, следуя рассуждениям [15], должно привести к сокращению области расширения-сжатия. Следующие ячейки расширения-сжатия продолжают уменьшаться (то есть смещаться относительно экспериментально измеренных положений) как за счёт численной диффузии, так и за счёт турбулентной вязкости, вычисляемой по модели турбулентности $k-\omega$ SST. Положительным фактом можно считать независимость данного результата как от выбора схемы дискретизации конвективных слагаемых (стандартная vanAlbada и minmod [14]), так и от выбора начальных и граничных условий на входе, что позволяет говорить об определённой надёжности выбранной модели турбулентности.

При этом на расчётную структуру областей расширения-сжатия заметное влияние оказал выбор моделей турбулентности. Для сравнения было проведено моделирование данной задачи с использованием модели отсоединённых вихрей $k-\omega$ SST DES [12] и модификацией модели $k-\varepsilon$ Sarkar-Zeman [11] (рис. 4).

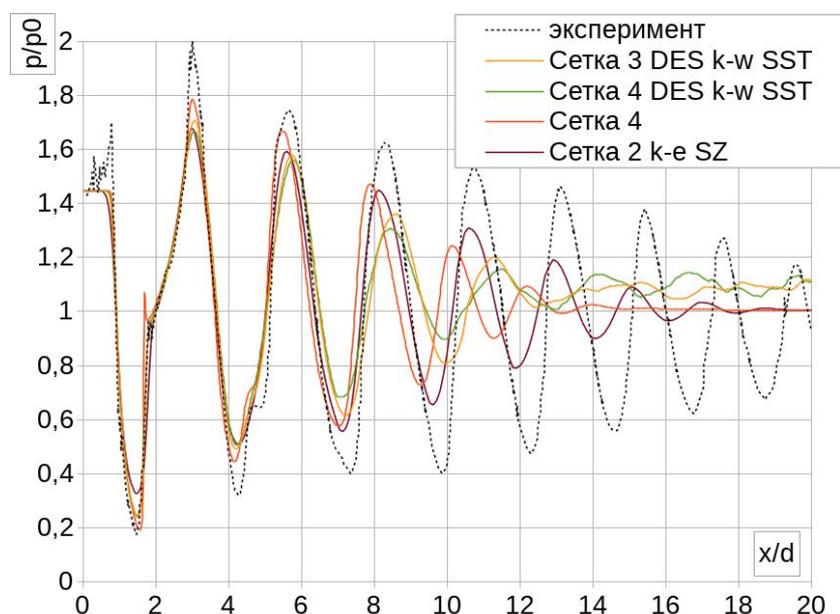


Рис. 4. Сравнение приведённого поля статического давления, полученного по моделям $k-\omega$ SST, $k-\omega$ SST DES, $k-\varepsilon$ SZ на сетках 40, 80 и 160 ячеек на диаметр

Из рис. 4 видно, что использование модели с осреднением по пространству приводит к завышенной длине ячеек расширения-сжатия и позволяет моделировать нестационарные течения. Модель $k-\varepsilon$ Sarkar-Zeman даёт наиболее близкую к эксперименту структуру течения, по крайней мере, для первых трёх бочек. В то же время она является моделью течения, усреднённого по времени, и не подходит для нестационарных расчётов.

Сравнение с отечественными экспериментами

На основе результатов проведённого тестирования были сформированы расчётные случаи, воспроизводящие отечественные эксперименты [11]. В первом случае рассматривалось истечение горячей струи газообразных продуктов сгорания в воздушное пространство, во втором – натекание на преграду одной и трёх сверхзвуковых струй воздуха. Расчётная область для одиночной струи соответствовала предыдущим численным экспериментам. Исследования проводились как в однокомпонентном приближении, так и с учётом различия свойств воздуха и продуктов сгорания.

Сравнение результатов расчётов в двух- и однокомпонентном режимах показало, что расчётная картина областей разрежения-сжатия для этих случаев различается слабо (рис. 5).

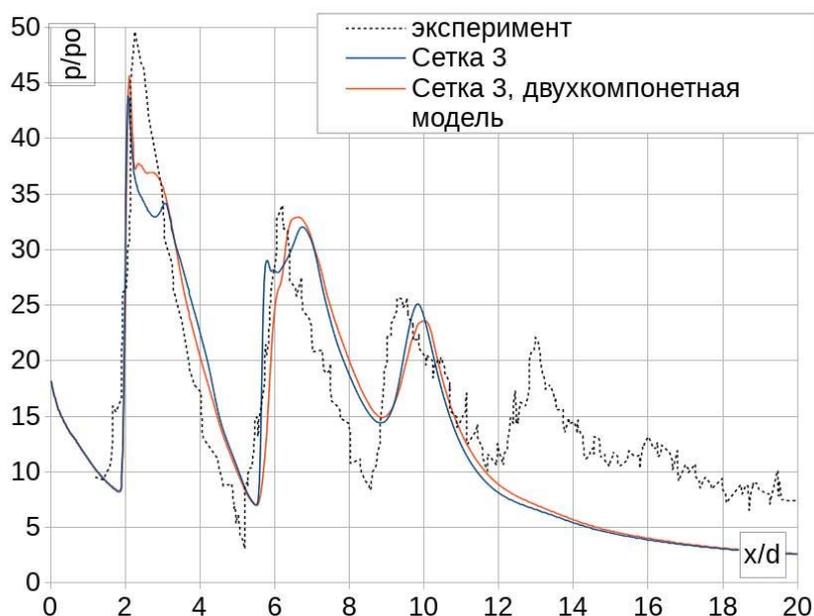


Рис. 5. Сравнение расчётного поля приведённого полного давления, полученного в приближении однокомпонентного газа с постоянными свойствами и в двухкомпонентном приближении с переменными свойствами

Это может означать, что по сравнению с предыдущим случаем (эксперимент [10]) основные различия могут состоять, в том числе, в разнице температур смеси и в величине числа Маха, влияющих на развитие пограничного слоя, или же в условиях проведения эксперимента. Таким образом, ещё большую важность приобретают математически и физически обоснованные модели турбулентности, пригодные для разрешения сверхзвуковых струй. Вторым важным установленным фактом является зависимость результата (расчётного распределения полного давления среды, рис. 6) от величины длины смещения на входе, которая не наблюдалась в предыдущих экспериментах – чем больше длина смещения потока, тем меньшее число «бочек» разрешалось моделью. Тем не менее наблюдается сеточная сходимость: при сгущении сеток решение стремится к некоторому постоянному состоянию.

Все модели, сохранявшие третью и более дальние ячейки разрежения-сжатия, предсказывали завышенную длину волн расширения-сжатия (рис. 7). Это означает, что в рамках приближения Буссинеска турбулентная вязкость должна быть увеличена по сравнению с использованными значениями.



Рис. 6. Сравнение расчётного поля приведённого полного давления, полученного при задании различной длины смещения на входе расчётной области, т.е. турбулентной вязкости



Рис. 7. Сравнение расчётного поля приведённого полного давления, полученного при использовании различных моделей турбулентности

Были отобраны следующие модели, сохранявшие качественно структуры третьей и четвёртой «бочек»: $k - \epsilon$ Sarkar-Zeman ($k - \epsilon$ SZ); Spalart-Allmaras (Спаларт-Алмарас); эмпирическая модель, основанная на турбулентной вязкости Прандтля [11]; модификации Балтийского государственного технического университета, $k - \omega$ SST DES.

Завершает серию расчётных исследований моделирование взаимодействия одноблочной (рис. 8, а) и трёхблочной струй (рис. 8, б) с преградой [11]. Геометрия расчётной области для одной струи соответствует предыдущим случаям, для трёхблочной струи построена трёхмерная сетка.



Параметры сетки, граничные и начальные условия выбирались по результатам выполненного ранее тестирования. В процессе моделирования были выбраны модели $k-\omega$ SST, realizable $k-\epsilon$ [16], RNG $k-\epsilon$.

Для одноблочной струи результаты представлены на рис. 9.

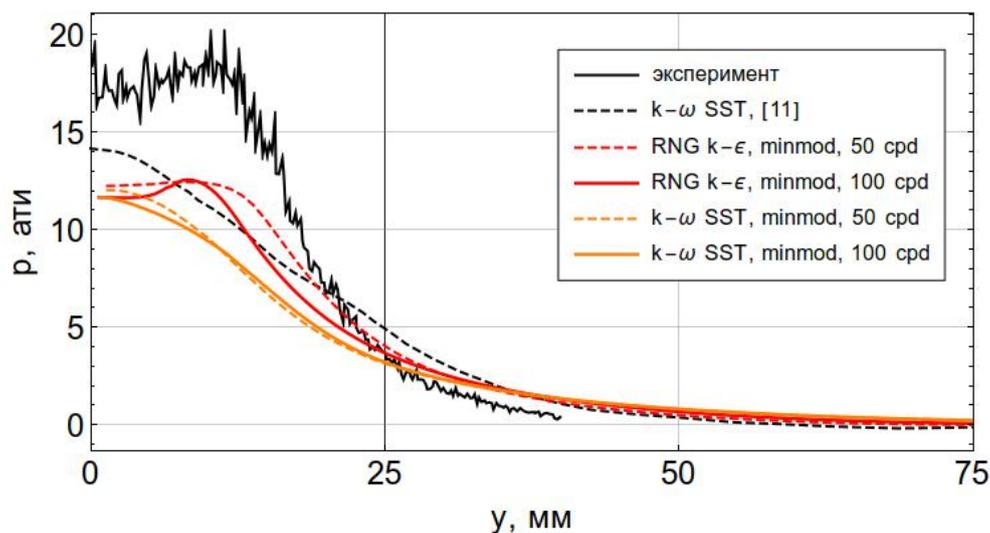


Рис. 9. Сравнение экспериментального и расчётного полей давления, полученных с использованием различных моделей и на различных сетках (50 и 100 ячеек на диаметр) для одноблочной струи

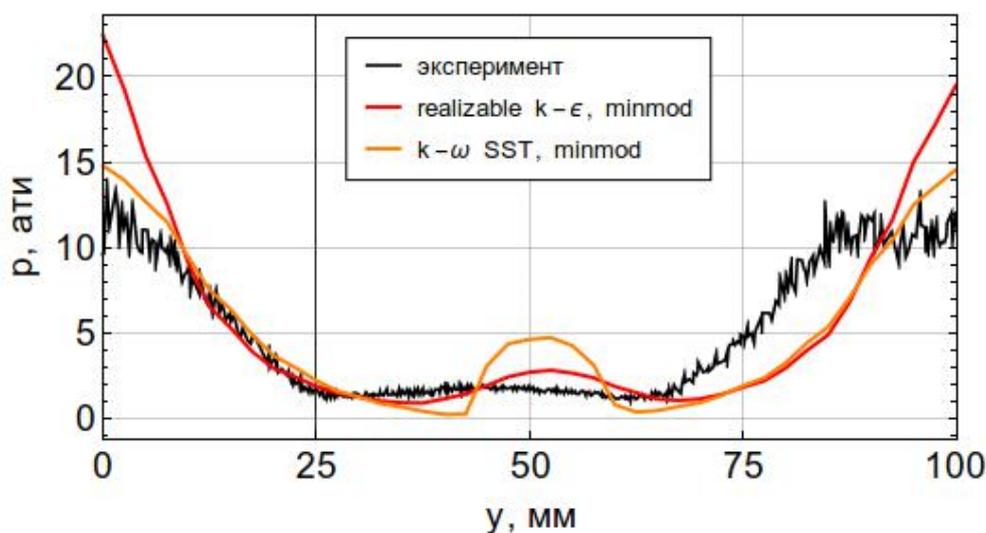


Рис. 10. Сравнение экспериментального и расчётного полей давления, полученных с использованием различных моделей для трёхблочной струи

Из рис. 9 видно, что амплитуда статического давления на оси струи, полученная с помощью модели $k-\omega$ SST [11], ближе к экспериментальной. При этом качественно профиль давления модели RNG $k-\varepsilon$ близок к экспериментальному. Вследствие изменения длин областей расширения-сжатия в расчёте по сравнению с экспериментом методически правильно изменить в расчёте положение преграды так, чтобы оно приходилось на ту же самую относительную длину «бочки», что и в экспериментальном исследовании.

По всей видимости, из-за расхождения в оценке длины «бочек» в расчёте трёхблочной струи присутствует различие в распределении давления на преграде, хотя характер профиля качественно соответствует экспериментальному (рис. 10).

Заключение

Обобщая итоги тестирования моделей на отечественных и зарубежных экспериментах, можно сформулировать следующие выводы о поведении численных алгоритмов OpenFOAM при решении задачи течения сверхзвуковых струй.

1. В области невязких течений тестируемый модуль позволяет получать достаточно точное решение, качество которого зависит в первую очередь от сеточного разрешения. Следовательно в этом случае точность решения может быть повышена за счёт увеличения мощности вычислительных ресурсов, что является несомненно полезным практическим свойством.

2. В области течения вязких турбулентных течений на первый план выходит качество воспроизведения турбулентных процессов подсеточного масштаба. Стандартные модели типа $k-\omega$ SST завышают интенсивность турбулентных процессов обмена импульсом и энергией, модели крупных вихрей и отсоединённых вихрей, по всей видимости, занижают соответствующие коэффициенты. Моделью, дающей наиболее близкие к эксперименту результаты, оказалась модифицированная модель $k-\varepsilon$ Sarkar-Zeman.

3. Во всех расчётах рассматривалось двухмерное осесимметричное течение, а при замыкании осреднённых уравнений использовалось приближение Буссинеска, что также могло сказаться на качестве решения. Для проверки данного предположения перспективным могло бы быть направление численных исследований в трёхмерном приближении с моделью переноса напряжений Рейнольдса.

Работа поддержана Программой фундаментальных исследований Президиума Российской Академии Наук, I.33П.

Библиографический список

1. Greenshields C.J., Weller H.G., Gasparini L., Reese J.M. Implementation of semi-discrete, non-staggered central schemes in a colocated, polyhedral, finite volume framework, for high-speed viscous flows // International Journal for Numerical Methods in Fluids. 2010. V. 63, Iss.1. P. 1-21. DOI: 10.1002/flid.2069

2. Rusche H. Computational Fluid Dynamics of Dispersed Two-Phase Flows at High Phase Fractions. PhD Thesis, Thesis, Imperial College of Science, Technology and Medicine, 2002.

3. Крапошин М.В. Математическое моделирование сжимаемых течений с использованием гибридного метода аппроксимации конвективных потоков. Дис. ... канд. физ.-мат. наук. Москва, 2016. 182 с.

4. Popinet S. Gerris: a tree-based adaptive solver for the incompressible Euler equations in complex geometries // *Journal of Computational Physics*. 2003. V. 190, Iss. 2. P. 572-600. DOI: 10.1016/s0021-9991(03)00298-5

5. Korchagova V.N., Kraposhin M.V., Marchevsky I.K., Smirnova E.V. Simulation of droplet impact on deep pool at large Froude numbers by using different open-source codes // *Journal of Physics: Conference Series*. 2017. V. 918. DOI: 10.1088/1742-6596/918/1/012037

6. Давыдова Е.В., Корчагова В.Н. Свободное программное обеспечение для моделирования жидкости со свободной поверхностью // *Труды ИСП РАН*. 2016. Т. 28, вып. 1. С. 243-258. DOI: 10.15514/ISPRAS-2016-28(1)-14

7. Смирнова Е.В. The validation of open-source code Gerris on the problems of hydrodynamic instabilities. <http://www.ispras.ru/conf/2016/pdf/Smirnova.pdf>

8. Eggers J.M. Velocity Profiles and Eddy Viscosity Distributions Downstream of a Mach 2.22 Nozzle Exhausting to Quiescent Air // *NASA Technical Note D-3601*. Washington: Langley Research Center, 1966. 83 p.

9. Gross N., Blaisdell G.A., Lyrantzis A. Evaluation of Turbulence Model Corrections for Supersonic Jets using the OVERFLOW Code // *40th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*. 2010. DOI: 10.2514/6.2010-4604

10. Norum T.D., Seiner J.M. Measurements of Mean Static Pressure and Far-Field Acoustics of Shock-Containing Supersonic Jets // *NASA Technical Memorandum 84521*. Washington: Langley Research Center, 1982. 204 p.

11. Кудимов Н.Ф., Сафронов А.В., Третьякова О.Н. Прикладные задачи газодинамики и теплообмена в энергетических установках ракетной техники. М.: Московский авиационный институт, 2014. 167 с.

12. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model // *Proceedings of the Fourth International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer*. 2003. V. 4. P. 625-632.

13. Yakhot V., Orszag S.A., Thangam S., Gatski T.B., Speziale C.G. Development of turbulence models for shear flows by a double expansion technique // *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*. 1992. V. 4, Iss. 7. P. 1510-1520. DOI: 10.1063/1.858424

14. Berger M., Aftosmis M.J., Muman M.S. Analysis of Slope Limiters on Irregular Grids // *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. 2005. DOI: 10.2514/6.2005-490

15. Norum T.D., Seiner J.M. Experiments of Shock Associated Noise on Supersonic Jets // *12th AIAA Fluid and Plasma Dynamics Conference*. 1979. DOI: 10.2514/6.1979-1526

16. Shih T.H., Liou W.W., Shabbir A., Yang Z., Zhu J. A New k- ϵ Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows // *Computers & Fluids*. 1995. V. 24, Iss. 3. P. 227-238. DOI: 10.1016/0045-7930(94)00032-t

APPLICATION OF OPEN-SOURCE SOFTWARE FOR INDUSTRIAL PROBLEMS OF VEHICLE LIFT-OFF GAS DYNAMICS

© 2017

- T. O. Abdurashidov** Leading Engineer;
Center for Operation of Space Ground Based Infrastructure,
Moscow, Russian Federation;
lexx.957.lq@gmail.com
- A. V. Osipov** Engineer;
Center for Operation of Space Ground Based Infrastructure,
Moscow, Russian Federation;
hitzig@yandex.ru
- V. N. Korchagova** Assistant;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
ko_viktoria@inbox.ru
- M. V. Kraposhin** Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Senior Researcher;
Ivannikov Institute for System Programming of the RAS,
Moscow, Russian Federation;
m.kraposhin@ispras.ru
- Ye. V. Smirnova** Assistant;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
alenka-davidova@rambler.ru
- S. V. Strizhak** Candidate of Science (Engineering), Engineer;
Ivannikov Institute for System Programming of the RAS,
Moscow, Russian Federation;
s.strizhak@ispras.ru

High-power shock, heat, mechanical and – especially – acoustic loads present a serious problem as their impact on the rocket and the launch pad can be too strong. Turbulent supersonic jets ejected from the vehicle nozzles are the main source of these loads. One way to reduce the intensity of acoustic loads is to supply a special system of water jets that interact with the supersonic gas jets near the rocket nozzles. Numerical simulation of this interaction is an important part of the design of such noise reduction systems. The proposed numerical model should enable simulation of various processes of different scale, such as gas/droplets interaction, nozzle jets in the near field, acoustic loads in the far field, chemical reactions and others. Therefore, such a model should be modular and hierarchically aligned. A flexible and extensible implementation of the numerical model can be possible with open-source codes. This paper concerns the problem of numerical simulation of compressible turbulent supersonic jets. The hybrid gas dynamics solver which was used in this investigation is one of the main modules of the general numerical model. Preliminary results of verification of this module are presented. Comparison of numerical and experimental results for various experimental cases, both Russian and foreign, is given.

Open-source codes; gas dynamics; acoustics; hydrodynamics; phase flows; validation; verification; lift-off acoustics and gas dynamics; spray atomization.

Citation: Abdurashidov T.O., Osipov A.V., Korchagova V.N., Kraposhin M.V., Smirnova Ye.V., Strizhak S.V. Application of open-source software for industrial problems of vehicle lift-off gas dynamics. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 7-20. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-7-20

References

1. Greenshields C.J., Weller H.G., Gasparini L., Reese J.M. Implementation of semi-discrete, non-staggered central schemes in a colocated, polyhedral, finite volume framework, for high-speed viscous flows. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*. 2010. V. 63, Iss. 1. P. 1-21. DOI: 10.1002/flid.2069
2. Rusche H. Computational Fluid Dynamics of Dispersed Two-Phase Flows at High Phase Fractions. PhD Thesis, Thesis, Imperial College of Science, Technology and Medicine, 2002.

3. Kraposhin M.V. *Matematicheskoe modelirovanie szhimaemykh techeniy s ispol'zovaniem gibridnogo metoda approksimatsii konvektivnykh potokov. Dis. ... kand. fiz.-mat. nauk* [Mathematical modeling of compressible flows with the use of a hybrid method of approximation of convection flows. Thesis for a Candidate Degree in Physics and Mathematics]. Moscow, 2016. 182 p.

4. Popinet S. Gerris: a tree-based adaptive solver for the incompressible Euler equations in complex geometries. *Journal of Computational Physics*. 2003. V. 190, Iss. 2. P. 572-600. DOI: 10.1016/s0021-9991(03)00298-5

5. Korchagova V.N., Kraposhin M.V., Marchevsky I.K., Smirnova E.V. Simulation of droplet impact on deep pool at large Froude numbers by using different open-source codes. *Journal of Physics: Conference Series*. 2017. V. 918. DOI: 10.1088/1742-6596/918/1/012037

6. Davydova E., Korchagova V. Open-source software for modelling of free-surface flows. *Proceedings of the Institute for System Programming of the RAS*. 2014. V. 28, Iss. 1. P. 243-258. DOI: 10.15514/ispras-2016-28(1)-14

7. Смирнова Е.В. The validation of open-source code Gerris on the problems of hydrodynamic instabilities. Available at: <http://www.ispras.ru/conf/2016/pdf/Smirnova.pdf>

8. Eggers J.M. Velocity Profiles and Eddy Viscosity Distributions Downstream of a Mach 2.22 Nozzle Exhausting to Quiescent Air. *NASA Technical Note D-3601*. Washington: Langley Research Center, 1966. 83 p.

9. Gross N., Blaisdell G.A., Lyrintzis A. Evaluation of Turbulence Model Corrections for Supersonic Jets using the OVERFLOW Code. *40th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*. 2010. DOI: 10.2514/6.2010-4604

10. Norum T.D., Seiner J.M. Measurements of Mean Static Pressure and Far-Field Acoustics of Shock-Containing Supersonic Jets. *NASA Technical Memorandum 84521*. Washington: Langley Research Center, 1982. 204 p.

11. Kudimov N.F., Safronov A.V., Tretyakova O.N. *Prikladnye zadachi gazodinamiki i teploobmena v energeticheskikh ustanovkakh raketnoy tekhniki* [Application tasks of gas dynamics and heat transfer in rocketry power plants]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2014. 167 p.

12. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model. *Proceedings of the Fourth International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer*. 2003. V. 4. P. 625-632.

13. Yakhot V., Orszag S.A., Thangam S., Gatski T.B., Speziale C.G. Development of turbulence models for shear flows by a double expansion technique. *Physics of Fluids A: Fluid Dynamics*. 1992. V. 4, Iss. 7. P. 1510-1520. DOI: 10.1063/1.858424

14. Berger M., Aftosmis M.J., Muman M.S. Analysis of Slope Limiters on Irregular Grids. *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. 2005. DOI: 10.2514/6.2005-490

15. Norum T.D., Seiner J.M. Experiments of Shock Associated Noise on Supersonic Jets. *12th AIAA Fluid and Plasma Dynamics Conference*. 1979. DOI: 10.2514/6.1979-1526

16. Shih T.H., Liou W.W., Shabbir A., Yang Z., Zhu J. A New k- ϵ Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows. *Computers & Fluids*. 1995. V. 24, Iss. 3. P. 227-238. DOI: 10.1016/0045-7930(94)00032-t

МЕТОДИЧЕСКОЕ И АНАЛИТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ И СОПРОВОЖДЕНИЯ СТРАТЕГИЧЕСКОЙ ПРОГРАММЫ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО РАЗВИТИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

© 2017

О. В. Гапоненко

кандидат технических наук, заместитель директора центра сводного планирования – начальник отделения;
Научно-производственное объединение «Техномаш», г. Москва;
gaпоненко@tmnpo.ru

Изложены основные методические приёмы построения «дерева задач-целей» федеральной целевой программы технологического развития ракетно-космической промышленности, формирования и аналитического сопровождения разделов программных мероприятий, включающие научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы и инвестиционные проекты реконструкции и технического перевооружения предприятий отрасли. Приведены основные количественные целевые индикаторы, характеризующие достижение целей программы. Определена структура разделов программы, объединяющих научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы (НИОКР) технологической направленности и инвестиционные проекты реконструкции и технического перевооружения производств. В работе предложена система критериев отбора НИОКР по промышленным базовым, промышленным критическим технологиям и принцип расчёта балльной оценки (ранга) значимости технологии в целом. Изложены основные этапы формирования раздела НИОКР, на которых проводится сбор заявок от предприятий отрасли, отбор заявок в соответствии с указанной системой критериев, оценка перспектив внедрения и эффективности разрабатываемой технологии. Аналогичный методический подход применим не только при первичном формировании программы, но и при её аналитическом сопровождении и проведении корректировок.

Федеральная целевая программа «Развитие оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации»; целевые индикаторы Программы; критерии отбора технологических НИОКР.

Цитирование: Гапоненко О.В. Методическое и аналитическое обеспечение создания и сопровождения стратегической программы технологического развития ракетно-космической промышленности // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 21-30.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-21-30

Последние несколько лет характеризуются серьёзными институциональными и структурными реформами в космической отрасли. Созданы новые органы управления, организационно объединённые в Госкорпорации «Роскосмос». В соответствии с положениями Федерального закона Российской Федерации от 13.07.2015 № 215-ФЗ «О Государственной корпорации по космической деятельности» [1] Госкорпорация «Роскосмос» наделена правами и обязанностями главного распорядителя бюджетных средств, главного администратора доходов бюджета и заказчика-координатора государственных и федеральных целевых программ. В область ответственности Госкорпорации «Роскосмос» включены: разработка и научно-методическое, аналитическое и организационное сопровождение государственной программы Российской Федерации «Развитие оборонно-промышленного комплекса», федеральной космической программы России, федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС». Определены новые функции и пересмотрены зоны ответственности головных научно-исследовательских институтов отрасли. Существенные изменения затронули и ракетно-космическую промышленность (РКП): происходит изменение форм собственности предприятий, начаты процессы формирования внутриотраслевых

центров компетенции и специализированных холдингов: двигателестроительного, приборостроительного.

Реорганизация РКП привела к безотлагательной необходимости в переработке нормативно-методического аппарата анализа и информационного сопровождения планирования и управления развитием отрасли.

Основой стратегического управления развитием наукоёмких отраслей промышленности, в число которых безусловно входит РКП, является программно-целевое планирование. Методология разработки целевых программ базируется на уже ставшей классической книге Г.С. Поспелова и В.А. Ирикова [2]. В данной работе определяются основные этапы создания целевых стратегических программ, показаны связи между целями, задачами программ и структурой их разделов, содержанием программных мероприятий.

Практическая реализация положений программно-целевого планирования будет представлена в ходе изложения основных этапов формирования и дальнейшего аналитического сопровождения отраслевой стратегической программы технологического развития – составной части федеральной целевой программы «Развитие оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации», относящейся к РКП (далее – Программа). Программа разрабатывается на десятилетний срок сразу после принятия Государственной программы вооружения (ГПВ). ГПВ задаёт основные требования к номенклатуре, количественным и временным параметрам продукции предприятий оборонно-промышленного комплекса (ОПК), в т.ч. РКП, и является для Программы источником исходных данных. Новая Программа формируется периодически, как правило, каждые пять лет. Одним из принципов разработки Программы служит принцип преемственности [3], то есть учёт результатов реализованных федеральных целевых программ и планов в части принятых обязательств по бюджетному финансированию, продолжение работ по локализации и снижению влияния проблем, не решённых полностью в ходе реализации программ-предшественниц.

Для определения целей Программы применяется широко известный метод построения «дерева целей» [4].

Основной стратегической целью Программы является обеспечение производственно-технологической готовности организаций РКП к разработке и производству конкурентоспособных образцов ракетно-космической техники (РКТ) военного и двойного назначения в соответствии с заданиями ГПВ на соответствующий программный период.

Для достижения указанной цели необходимо решить комплекс задач Программы, которые можно представить в виде древовидной иерархии. К задачам первого уровня относятся:

1. Формирование опережающего научно-технологического задела путём разработки и внедрения промышленных критических и базовых технологий для развития производства конкурентоспособной продукции военного и двойного назначения.

2. Строительство новых либо реконструкция и техническое перевооружение на новой технологической основе существующих производств по выпуску современных и перспективных образцов РКТ, включая научно-экспериментальную и стендовую базу, для обеспечения реализации ГПВ и комплексного плана военно-технического сотрудничества Российской Федерации с иностранными государствами.

3. Совершенствование организационно-технологической и институциональной структуры, формирование инновационной инфраструктуры РКП. Диверсификация производства с использованием технологий двойного назначения.

4. Развитие отдельных направлений в области подготовки, переподготовки, повышения квалификации и закрепления кадров, необходимых РКП.

5. Обеспечение повышения качества продукции военного назначения, совершенствование сертификации и системы обеспечения качества продукции.

6. Обеспечение продвижения продукции военного назначения на мировые рынки вооружений.

Каждая из представленных задач декомпозируется на ряд подзадач, каждая из которых, соответственно – на ряд подзадач третьего уровня. Например, для достижения целеустановки первой задачи «Формирование научно-технического задела...» должно быть решено:

- достижение технологической независимости Российской Федерации в области производства космической техники;

- разработка импортозамещающих технологий и производство импортозамещающей продукции;

- использование новых материалов, передовых информационно-телекоммуникационных систем, робототехнических комплексов, систем управления качеством продукции;

- внедрение в производство современных методов и средств цифрового проектирования и организации производства.

Таким образом, определяется «дерево задач-целей» – структурированный иерархический перечень целевых задач Программы, в котором задача более высокого уровня является целью для задач более низкого уровня, подчинённых ей и служащих для её достижения.

Достижение целей в ходе выполнения любой стратегической программы характеризуется набором количественных целевых показателей [5]. Методология расчёта целевых показателей: алгоритмы расчётов, исходные данные, периодичность и методы сбора информации – едины для всех участников Программы и определяется заказчиком-координатором Программы – Министерством промышленности и торговли Российской Федерации. В рассматриваемой Программе к ним относятся семь индикаторов.

Интегральным целевым индикатором и показателем оценки достижения цели Программы является уровень производственно-технологической готовности организаций отраслей ОПК для обеспечения производства образцов вооружения, военной и специальной техники (ВВСТ) в соответствии с заданиями ГПВ (в процентах от полной готовности организаций к выпуску указанных образцов).

Другие целевые индикаторы и показатели Программы структурированы в соответствии с задачами Программы первого уровня иерархии «дерева задач-целей»:

- доля реализованных промышленных критических и базовых технологий для обеспечения производства конкурентоспособной боевой ракетной техники (БРТ) и РКТ (в процентах к включённым в утверждаемые перечни) характеризует выполнение второй задачи Программы;

- доля активной части обновлённых и новых основных производственных фондов интегрированных структур ОПК (в процентах от общего объёма активной части основных производственных фондов интегрированных структур ОПК) характеризует масштабы обновления производственной базы системообразующих организаций РКП и смежных отраслей ОПК и выполнение второй задачи Программы;

- доля промышленной продукции, произведённой организациями, входящими в состав интегрированных структур ОПК, в общем объёме продукции, произведённой организациями ОПК, (в процентах) характеризует степень концентрации военного производства в интегрированных структурах РКП и выполнение третьей задачи Программы;

– количество работников, прошедших переподготовку и повышение квалификации в системе дополнительного профессионального образования РКП (тыс. человек) характеризует выполнение четвёртой задачи Программы;

– доля организаций РКП и смежных отраслей ОПК, имеющих сертификат на систему менеджмента качества, признаваемый на внешнем рынке, (в процентах к общему числу организаций, участвующих в реализации мероприятий Программы) характеризует выполнение пятой задачи Программы;

– прирост экспорта продукции военного назначения (ПВН) (в процентах к предыдущему году) характеризует уровень конкурентоспособности ПВН и выполнение шестой задачи Программы.

При разработке Программы каждому целевому показателю присваивается плановое значение, позволяющее объективно оценить фактическую эффективность программных мероприятий в процессе и по итогам её реализации с учётом объёма ресурсов, направленных на реализацию, а также реализовавшихся рисков и социально-экономических эффектов, имеющих влияние на реализуемость программных мероприятий.

Главную задачу разработчиков Программы можно определить как классифицирование и структуризацию заявок предприятий отрасли, анализ их соответствия целям и задачам Программы и на основе этого – отбор номенклатуры программных мероприятий, а также распределение между ними ресурсного обеспечения Программы с учётом бюджетных ограничений, наиболее эффективно обеспечивающих достижение целевыми индикаторами Программы плановых значений в заданные сроки.

Основные программные мероприятия сгруппированы в два раздела:

–научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы (НИОКР);
–капитальные вложения в реконструкцию и техническое перевооружение предприятий РКП (раздел инвестиционных проектов (ИП)).

Раздел НИОКР включает подразделы:

–промышленные критические и базовые технологии в области развития РКТ;
–материаловедческие НИОКР;
–поисковые и фундаментальные НИОКР;
–общесистемные научно-исследовательские работы.

Подраздел разработки промышленных критических и базовых технологий в области развития РКТ в свою очередь разделён на следующие технологии:

1) критические:

– поддерживающие промышленные технологии;
– перспективные промышленные технологии;
– прорывные промышленные технологии;

2) базовые:

– производственные технологии РКП;
– технологии управления производством РКП;
– технологии контроля и управления качеством РКП;
– технологии испытаний и моделирования РКП;
– информационные технологии и системы управления РКП;
– технологии проектирования изделий военной техники РКП.

При делении на подразделы раздела ИП реализован тематический принцип формирования подразделов. В отдельный подраздел объединяются инвестиционные проекты предприятий РКП и смежных отраслей ОПК, входящих в кооперацию по изготовлению одного изделия РКТ или группы однотипных изделий.

Программа является частью общего социально-экономического развития России. В соответствии с «Прогнозом долгосрочного социально-экономического развития Рос-

сийской Федерации на период до 2030 года» [6] предложены три сценария социально-экономического развития страны в долгосрочной перспективе – консервативный, инновационный и целевой (форсированный). Приоритет подразделов и связанная с ним доля ресурсного обеспечения подраздела определяются в зависимости от выбранного стратегического сценария. При реализации консервативного сценария повышается приоритет поддерживающих промышленных технологий, при выборе инновационного – прорывных, при выборе целевого – перспективных и прорывных.

Формирование основного раздела программных мероприятий осуществляется в несколько этапов:

1. В установленные заказчиком-координатором сроки организуется сбор первичной исходной информации – предложения от предприятий РКП и смежных отраслей ОПК по проведению НИОКР технологической направленности и реализации инвестиционных проектов по реконструкции и техническому перевооружению производств.

2. Производится классификация заявок и их сортировка по подгруппам, а затем отбор заявок, удовлетворяющих заданным критериям. На этом этапе оценивается актуальность, своевременность, эффективность, отсутствие дублирования и реализуемость заявок.

Критерии отбора НИОКР по промышленным базовым технологиям (ПБТ), промышленным критическим технологиям (ПКТ) приведены в табл. 1.

Таблица 1

№ п/п	Наименование	Оцениваемое свойство
1	Наличие в отношении НИОКР прямых поручений Президента Российской Федерации или Правительства Российской Федерации	Актуальность
2	Соответствие направленности НИОКР перечню образцов БРТ и РКТ, включённых в проект ГПВ, целям и задачам Программы	Актуальность
3	Наличие согласования заявки предприятия головной организацией по изделию или генеральным конструктором по направлениям на включение в проект Программы	Актуальность
4	Соответствие НИОКР Перечню базовых и критических технологий до 2025 года, одобренному решением Военно-промышленной комиссии Российской Федерации от 25.05.2016 № 18р	Актуальность
5	Привязка к срокам создания (производства) образцов РКТ в соответствии с приоритетами планирования и реализации ГПВ	Своевременность
6	Соответствие НИОКР критериям эффективности ПКТ и ПБТ	Эффективность
7	Отсутствие в заявках работ, уже проведённых или проводимых в рамках НИОКР и инвестиционных проектов, реализуемых в федеральных целевых программах по линии Госкорпорации «Роскосмос»	Отсутствие дублирования
8	Наличие у заявителя финансово-экономического, материального и кадрового потенциала провести заявленные исследования с заданными ресурсными и временными требованиями	Реализуемость

Значения критериев могут быть равны 0 или 1. Если хотя бы один из критериев равен 0, заявка отвергается. Аналогичные группы критериев разработаны для подгрупп материаловедческих, поисковых и фундаментальных, общесистемных НИОКР и инвестиционных проектов в соответствии с их особенностями.

3. Проводится ранжирование отобранных заявок в соответствии с их приоритетом, в каждой подгруппе формируется сводный ранжированный список заявок, включая их временные и финансово-экономические параметры. Список заявок в подгруппе составляется методом балльного ранжирования. Признаки ранжирования и метод расчёта ранга работы приведены в табл. 2.

Таблица 2

Признак ранжирования	Диапазон возможных значений	Весовой множитель ζ_i	Наименование критериев	Балл
Актуальность и новизна технологии, привязка к образцам БРТ и РКТ в соответствии с приоритетами планирования и реализации ГПВ				
Технологический уровень разрабатываемой технологии α_1	1...4	2	Выбор одной категории (по основным технологическим параметрам):	
			выше лучших мировых аналогов	4
			на уровне лучших мировых аналогов	3
			выше лучших отечественных аналогов	2
Патентование разрабатываемой технологии α_2	0...1	1	планируется получение патентов на технологию	1
			отсутствие патентования	0
Критичность технологии с точки зрения обеспечения тактико-технических характеристик изделий БРТ и РКТ				
Критичность технологии по обеспечению ТТХ изделий БРТ и РКТ α_3	2...4	2	Выбор одной категории	
			Стратегические направления РКТ	4
			Космические системы военного назначения, средства выведения на орбиту	2
Перспективы внедрения технологии				
Степень готовности внедрения α_4	2...4	1	Готовность предприятия на внедрение технологии	
			Наличие планов внедрения	4
			Наличие ТЗ на внедрение	2
Экономическая эффективность технологии				
Обеспечение снижения трудоёмкости и ресурсоёмкости α_5	1...3	1	Выбор одной категории:	
			свыше 30 %	3
			свыше 20 %	2
			свыше 10 %	1
Критичность технологии в части обеспечения подготовки и стабильности производства БРТ и РКТ				
Уровень критичности НИОКР – коэффициент весового совершенства α_6	3...4	1	Стабильность параметров изготовленных деталей, узлов, агрегатов и стабильность отработанных технологических параметров производства	
			до 85 %	4
			свыше 85 %	3
Длительность окупаемости затрат на разработку НИОКР				
Степень длительности окупаемости затрат α_7	1...3	1	Выбор одной категории	
			до 3 лет	3
			до 5 лет	2
			свыше 5 лет	1
Создание опережающего научно-технического и технологического задела для модернизируемых и новых изделий РКТ и БРТ				
Соответствие проводимых работ стратегиям и программам развития РКТ α_8	1...2	2	Выбор одной категории (по выходным параметрам)	
			Обеспечение прорыва при реализации задач по обеспечению ГПВ на перспективу до 2030 года и далее	2
			Соответствие стратегиям и программам развития РКТ в обеспечение ГПВ–2020	1

Продолжение табл. 2

Обеспечение импортозамещения при реализации технологии				
Соответствие поставленной задаче α_9	1..3	2	Выбор одной категории (по выходным параметрам)	
			Полное замещение импорта	3
			Частичное импортозамещение	2
			Отсутствие импортозамещения	1
Создание интеллектуальных материалов и стратегических материалов с новыми свойствами				
Уровень готовности α_{10}	1...3	1	Предусмотрено при разработке НИОКР	3
			Не предусмотрено при разработке НИОКР	1
Балльная оценка ранга выполняемой работы в целом (сумма итогов)				
$A = \sum_{i=1}^{10} \alpha_i \zeta_i + A_{вн} + A_{эф}$				

Балльная оценка (ранг) значимости технологии в целом определяется как сумма баллов по всем критериям, приведённым в табл. 2, с соответствующими весовыми коэффициентами.

Далее оцениваются перспективы внедрения технологии: наличие необходимой производственно-технологической базы и планов по внедрению результатов НИОКР (перечень мероприятий предполагаемых предприятий-потребителей РКП). Если степень готовности предприятий к внедрению технологии ($A_{вн}$) оценивается как высокая, к сумме баллов прибавляются дополнительные 5 баллов.

В заключение оценивается прогнозируемая эффективность НИОКР ($A_{эф}$): обеспечение снижения себестоимости, повышения производительности труда, снижения негативного воздействия на окружающую среду. Дополнительные баллы начисляются, если предполагается, что технология в случае её внедрения приведёт к снижению себестоимости – 3 балла, к повышению производительности труда – 2 балла, снижению негативного воздействия на окружающую среду – 1 балл.

На основе списков заявок формируются предварительные (потребные) финансовые параметры Программы – запрошенные ресурсы на каждый год программного периода, которые направляются заказчику-координатору.

4. После получения внешних исходных данных о бюджетных ограничениях определяется рациональное ресурсное обеспечение каждого подраздела, исходя из его приоритета.

5. Уровень ресурсного обеспечения формализуется в вид порогового критерия, который накладывается на ранжированный список подраздела: из заявок высшего приоритета формируется перечень программных мероприятий; заявки с приоритетом ниже уровня доступного ресурсного обеспечения помещаются в резервный перечень.

По аналогичному алгоритму проводится анализ программных мероприятий в ходе сопровождения Программы.

Практика аналитического и организационного сопровождения федеральных целевых программ, аналогичных рассматриваемой, показывает, что приблизительно раз в год возникает необходимость её корректировки.

Периодическая корректировка вызвана следующими причинами:

1. Изменением возможностей государства по обеспечению финансирования Программы в зависимости от общего экономического состояния России. В соответствии с рекомендациями и указаниями Минэкономразвития России и Минфина России воз-

можно сокращение бюджетных средств по Программе. На основе оценки важности планируемых в программный период НИОКР и инвестиционных проектов и фактических результатов реализации Программы проводится отбор НИОКР и проектов, инвестиции в которые могут быть сокращены или отложены без значительного влияния на достижения основных целей Программы.

2. По ряду приоритетных образцов РКТ только в течение программного периода разрабатываются и утверждаются эскизные проекты, где определяется директивная технология и кооперация соисполнителей работ по производству этих приоритетных образцов.

3. Сложность разрабатываемых ряда космических производственных технологий не всегда позволяет точно прогнозировать параметры их внедрения.

4. Результаты реструктуризации отрасли приводят к смене формы собственности предприятий и, как следствие, к изменению параметров реконструкции и технического перевооружения, в том числе параметров финансирования строек и объектов – это, например, необходимость разработки проектно-сметной документации за счёт собственных средств.

При корректировке проводится анализ актуальности и реализуемости программных мероприятий, пересматриваются их временные и финансовые параметры. Уточняется влияние на Программу бюджетных ограничений и реального экономического состояния предприятий-участников Программы.

По результатам анализа формируется обновлённый перечень программных мероприятий. Такой механизм позволяет обеспечить необходимую эффективность Программы, своевременно исключая из её состава работы, утратившие актуальность, и перераспределяя ресурсы на более приоритетные направления.

Одной из задач аналитического сопровождения Программы является мониторинг уровней целевых показателей, анализ причин их отклонений от плановых значений и разработка предложений по минимизации таких отклонений. Это могут быть предложения по корректировке программных мероприятий либо, в случае выявления нереализуемости Программы с заложенными при формировании параметрами (например, при критическом снижении ресурсного обеспечения Программы), корректировке плановых значений самих целевых показателей.

Изложенные в статье методические приемы формирования целевых программ стратегического развития РКП соответствуют общим положениям по разработке и реализации государственных программ Российской Федерации [7;8], оформлены в виде соответствующих отраслевых методик и используются в ФГУП «НПО «Техномаш» на практике при разработке государственной программы «Развитие оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации на период 2018–2025 годов».

Библиографический список

1. Федеральный закон Российской Федерации от 13.07.2015 № 215-ФЗ «О Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос».

2. Поспелов Г.С., Ириков В.А. Программно-целевое планирование и управление: введение. М.: Советское радио, 1976. 440 с.

3. Гапоненко О.В. Принципы формирования программы технологических НИОКР ракетно-космической промышленности // Сборник материалов XIV Всероссийской конференции по новым технологиям, посвящённой 70-летию Государственного ракетного центра им. В.П. Макеева. М.: РАН, 2017. С. 181-186.

4. Черчмен Ч.У., Акофф Р., Арноф Л. Введение в исследование операций. М.: Наука, 1967. 488 с.

5. Государственная программа Российской Федерации «Развитие оборонно-промышленного комплекса». Утверждена постановлением Правительства Российской Федерации от 16.05.2016 № 425-8. Приложение № 1.

<http://government.ru/media/files/iZ4uqvL9mUDskW9PchNt043CW0AuuYQN.pdf>

6. Прогноз долгосрочного социально-экономического развития Российской Федерации на период до 2030 года.

<http://government.ru/media/files/41d457592e04b76338b7.pdf>

7. Власов Ю.В., Панов Д.В., Чурсин А.А. Основы устойчивого инновационного развития наукоёмкого сектора экономики. М.: Экономика, 2017. 351 с.

8. Методические указания по разработке и реализации государственных программ Российской Федерации от 20.11.2013 № 690.

<http://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/70485826/#ixzz4mMb25vAq>

METHODOLOGICAL AND ANALYTICAL SUPPORT FOR THE CREATION AND MAINTENANCE OF AEROSPACE INDUSTRY TECHNOLOGICAL DEVELOPMENT STRATEGIC PROGRAMS

© 2017

O. V. Gaponenko

Candidate of Science (Engineering), Deputy Director of the Center for Master Planning – Chief of the Branch of Rocket-Space Industry Development Strategy Substantiation;
NPO Technomash, Moscow, Russian Federation;
gaponenko@tmnpo.ru

The article presents basic methodological techniques of constructing the “objective tree” of the Federal target program of technological development of the aerospace industry, formation and analytical support of components of program activities, including research and development work and investment projects of reconstruction and technical re-equipment of the industry. The main quantitative target indicators of achievement of the program goals are presented in the article. The structure of the program sections combining technological R & D and investment projects for reconstruction and technical re-equipment of production units are specified. In the paper the author proposes a system of criteria for selection of R & D for industrial base technologies and industrial critical technologies and the principle of calculation of scoring (rating) the significance of a technology in general. The paper presents the main stages of formation of the R & D section at which applications for R & D from companies in the space industry are collected, the applications are selected in accordance with the specified system of criteria, the prospects of implementation and effectiveness of the developed technology are assessed. The same methodological approach is applicable not only during the initial formation of the program, but also for its analytical support and making adjustments.

Federal target program “Development of defense industry of the Russian Federation”; target indicators of the Program; selection criteria for technological research and development.

Citation: Gaponenko O.V. Methodological and analytical support for the creation and maintenance of aerospace industry technological development strategic programs. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 21-30. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-21-30

References

1. Federal Law of the Russian Federation “On State Space Corporation Roscosmos” of 13.07.2015 no. 215-FZ. (In Russ.)

2. Pospelov G.S., Irikov V.A. *Programmno-tselevoe planirovanie i upravlenie: vvedenie* [Program-oriented planning and management. (Introduction)]. Moscow: Sovetskoe Radio Publ., 1976. 440 p.

3. Gaponenko O.V. Printsipy formirovaniya programmy tekhnologicheskikh NIOKR raketno-kosmicheskoy promyshlennosti. *Sbornik materialov XIV Vserossiyskoy konferentsii po novym tekhnologiyam, posvyashchenoy 70-letiyu Gosudarstvennogo raketnogo tsentra im. V.P. Makeeva*. Moscow: Russian Academy of Sciences Publ., 2017. P. 181-186. (In Russ.)

4. Churchman C.W., Ackoff R.L., Arnoff E.L. Introduction to Operations Research. New York: John Willey and Sons Inc., 1957.

5. *Gosudarstvennaya programma Rossiyskoy Federatsii «Razvitie oboronno-promyshlennogo kompleksa». Utverzhdena postanovleniem Pravitel'stva Rossiyskoy Federatsii ot 16.05.2016 № 425-8. Prilozhenie № 1* [State program of the Russian Federation “Development of the military-industrial complex”. Approved by the Resolution of the Government of the Russian Federation of 16.05.2016 no. 425-8]. Available at:

<http://government.ru/media/files/iZ4uqvL9mUDskW9PchNt043CW0AuuYQN.pdf>

6. *Prognoz dolgosrochnogo sotsial'no-ekonomicheskogo razvitiya Rossiyskoy Federatsii na period do 2030 goda* [Forecast of long-term socio-economic development of the Russian Federation for the period up to 2030]. Available at:

<http://government.ru/media/files/41d457592e04b76338b7.pdf>

7. Vlasov Yu.V., Panov D.V., Chursin A.A. *Osnovy ustoychivogo innovatsionnogo razvitiya naukoemkogo sektora ekonomiki* [Fundamentals of sustainable innovative development of the high-tech sector of economics]. Moscow: Ekonomika Publ., 2017. 351 p.

8. *Metodicheskie ukazaniya po razrabotke i realizatsii gosudarstvennykh programm Rossiyskoy Federatsii ot 20.11.2013 № 690* [Methodological guidelines for the development and implementation of state programs of the Russian Federation. Approved by the order of the Ministry of Economic Development of the Russian Federation of 20/11/2013 no. 690]. Available at: <http://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/70485826/#ixzz4mMb25vAq>

ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С БИСТАТИЧЕСКИМ РАДИОЛОКАЦИОННЫМ КОМПЛЕКСОМ P-VHF ДИАПАЗОНОВ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ

©2017

О. В. Горячкин доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой теоретических основ радиотехники и связи;
Поволжский государственный университет телекоммуникаций
и информатики, г. Самара;
gog@psati.ru

И. В. Маслов инженер-конструктор;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
macloff@mail.ru

Б. Г. Женгуров кандидат технических наук, ведущий инженер-конструктор;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
loir47@rambler.ru

Пространственное разрешение является одной из наиболее важных характеристик радиолокационного изображения (РЛИ). При разработке радиолокационного комплекса в длинноволновых диапазонах частот (Р или VHF) следует учитывать существенные ограничения регламента связи, что не позволяет получить РЛИ с высоким разрешением. В статье представлен возможный проектный облик малого космического аппарата (МКА) с бистатическим двухчастотным радиолокационным комплексом (БиРЛК) P-VHF диапазонов. Конфигурация рассматриваемой системы предполагает перемещение передающей позиции в процессе съёмки и стационарное размещение приёмной позиции. Синхронизация системы обеспечивается в результате организации прямого канала распространения сигнала между передатчиком и приёмником. Особенностью комплекса является то, что зондирующие импульсы бортового радиопередающего устройства излучаются одновременно в двух диапазонах. Влияние атмосферы на разрешающую способность радиолокатора компенсируется в результате совместной обработки в наземном приёмном пункте. Предполагается, что за счёт одновременной работы в двухчастотных диапазонах суммарное пространственное разрешение может быть доведено до двух метров. Приведены результаты натурального наземного эксперимента, имитирующего работу предлагаемого радиолокационного комплекса. Определён укрупнённый состав и масса бортовых аппаратур. Представлен общий вид МКА с совмещённым БиРЛК.

Дистанционное зондирование Земли; малый космический аппарат; бистатический радиолокатор с синтезированной апертурой; P-VHF диапазоны частот.

Цитирование: Горячкин О.В., Маслов И.В., Женгуров Б.Г. Проектный облик малого космического аппарата с бистатическим радиолокационным комплексом P-VHF диапазонов высокого разрешения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 31-40.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-31-40

Введение

В последние годы широко обсуждаются вопросы реализации космических РСА (радиолокатор с синтезированной апертурой) для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), работающих в Р и VHF диапазонах частот. Радиолокационное изображение в этих диапазонах несёт в себе информацию о распределении коэффициента отражения в толще растительности и почвы.

Размещение таких радиолокаторов затруднено известными техническими проблемами [1-4]: разрушительное влияние атмосферы, ограничения регламента радиосвязи, необходимость использования больших по площади раскрыва антенн, значительная импульсная мощность передатчика. Так, например, основные проектные параметры

космического аппарата BIOMASS с моностатическим РСА Р-диапазона предполагают достижение пространственного разрешения не лучше 30 м при использовании зеркальной антенны диаметром 12 метров [5]. В [6] описан проект моностатической космической РСА Р-диапазона на базе антенной решётки (АР) из элементов в виде антенн Уда-Яги, предложенный как развитие задела, созданного при реализации бистатического РСА на МКА «АИСТ-2Д», разработанного и изготовленного кооперацией Поволжского государственного университета телекоммуникаций и информатики (ПГУТИ) и Самарского отделения научно-исследовательского института радио (СОНИИР). Ожидаемое пространственное разрешение для данной РСА составляет 15-25 м в зависимости от возмущения ионосферы.

В [7-10] было показано, что технологии мультистатического (в частности бистатического) радиолокационного наблюдения открывают возможности по созданию космической аппаратуры радиолокационного зондирования в VHF и/или Р-диапазонах частот высокого разрешения. Необходимость наличия наземной стационарной или мобильной приёмной станции на относительно небольшом расстоянии (до 20 км) до наблюдаемого объекта ограничивает области применения подобных систем ДЗЗ. Тем не менее можно указать некоторые области применения, в которых предлагаемые технологии имеют преимущества: контроль изменения ландшафта; контроль ледовой обстановки вокруг морских нефте- и газодобывающих платформ; точное земледелие; тактическая разведка; мониторинг лесных ресурсов и т.п.

Бистатический РСА малого КА «АИСТ-2Д» является первым в истории космического ДЗЗ радиолокационным комплексом, работающим в Р-диапазоне частот и реализующим эти идеи. В рамках программы создания малого КА «АИСТ-2Д» предполагается отработка ключевой технологии в виде развёртывания бистатического радиолокационного комплекса с синтезированной апертурой Р-диапазона (БиРЛК). Выбор Р-диапазона связан с необходимостью соответствия радиолокатора действующему в настоящее время регламенту радиосвязи.

Однако схема работы радиолокатора в районе наземного приёмного пункта предполагает возможность постановки вопроса перед разрешительными органами о расширении полосы разрешённых регламентом радиосвязи частот с 5 до 30 МГц в Р-диапазоне и выделении 50 МГц в VHF-диапазоне (эти диапазоны разрешены для соответствующих наземных и авиационных систем).

Облик РЛК для МКА

В этом случае бортовая аппаратура БиРЛК представляет собой импульсный передатчик, обеспечивающий гамму стабильных ЛЧМ (линейная частотная модуляция) сигналов на несущих частотах 435 и 145 МГц, в полосе до 30 и 50 МГц соответственно. Бортовые передающие и наземные приемные антенны представляют собой антенны Уда-Яги. Наземная стационарная аппаратура представляет собой два двухканальных малошумящих приёмника прямого усиления (до 110 дБ) с цифровой регистрацией 16-разрядных квадратурных компонентов на частоте до 200 МГц и последующей цифровой обработкой сигналов.

Данная конфигурация радиолокационного комплекса позволяет не только получить синхронные радиолокационные изображения местности в Р и VHF-диапазонах частот, но и получить комбинированные радиолокационные изображения высокого разрешения за счёт использования сигнала в полосе 30 и 50 МГц одновременно. Идею этого способа наблюдения иллюстрирует рис. 1.

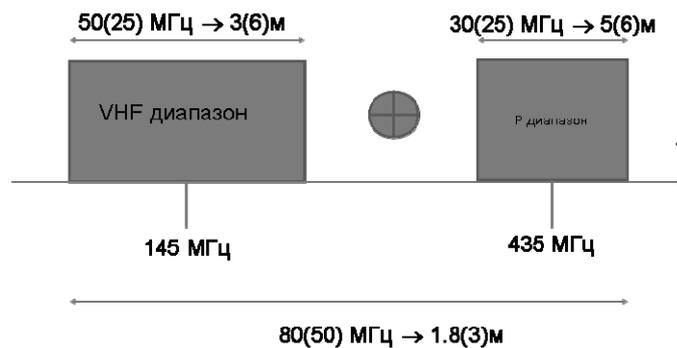


Рис. 1. Комбинация частотных диапазонов с целью увеличения разрешения РСА по дальности

Результаты наземного эксперимента

В статье приводятся результаты наземного эксперимента по реализации схемы бистатического двухчастотного радиолокационного комплекса для малого космического аппарата. Для проведения эксперимента использовался комплект бортовой аппаратуры (БА) БиРЛК МКА «АИСТ-2Д» № 2, работающий в R-диапазоне частот, комплект проверочной аппаратуры БА БиРЛК МКА «АИСТ-2Д», штатный комплект наземной аппаратуры БиРЛК МКА «АИСТ-2Д» [10]. Для организации облучения в VHF-диапазоне используется комплекс приёмо-передающей аппаратуры МРЛК [11].

Для работы БиРЛК необходимо, чтобы передающая позиция перемещалась в пространстве. В данном случае для организации процесса перемещения использовался автомобиль,двигающийся по мосту (высота моста примерно 20 м). На рис. 2 показана геометрия съёмки.

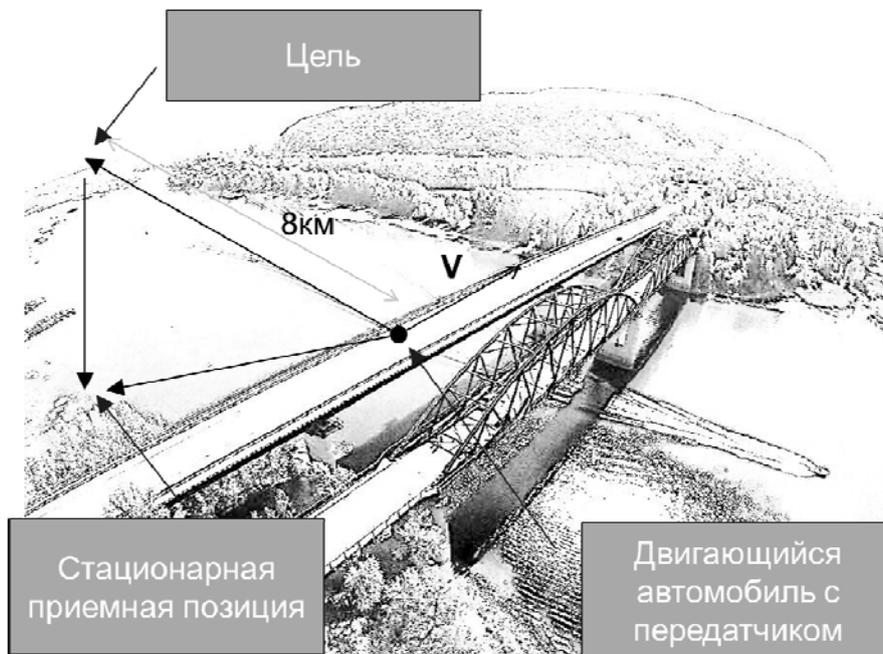


Рис. 2. Геометрия наземного эксперимента

На рис. 3 показано радиолокационное изображение местности (4×8 км), полученное в процессе эксперимента и совмещённое с оптическим изображением из сервиса Google maps.



Рис. 3. География эксперимента

На рис. 4, 5 показаны РЛИ местности в Р и VHF-диапазонах частот соответственно, полученные в процессе наземного эксперимента, шаг пикселей 1.5×1.5 м, время синтеза апертуры 40 с. На рис. 4 использовалась полоса частот 30 МГц, что соответствует пространственному разрешению 5 м; на рис. 5 эффективная полоса частот – 25 МГц, что соответствует пространственному разрешению 6 м по наклонной дальности.

На рис. 6 показано РЛИ местности в объединённом Р+VHF-диапазонах частот, что соответствует пространственному разрешению 3 м по наклонной дальности.

На рис. 7, 8 показаны совпадающие фрагменты радиолокационных изображений в VHF, Р, VHF+Р-диапазонах частот, иллюстрирующие факт улучшения разрешения.

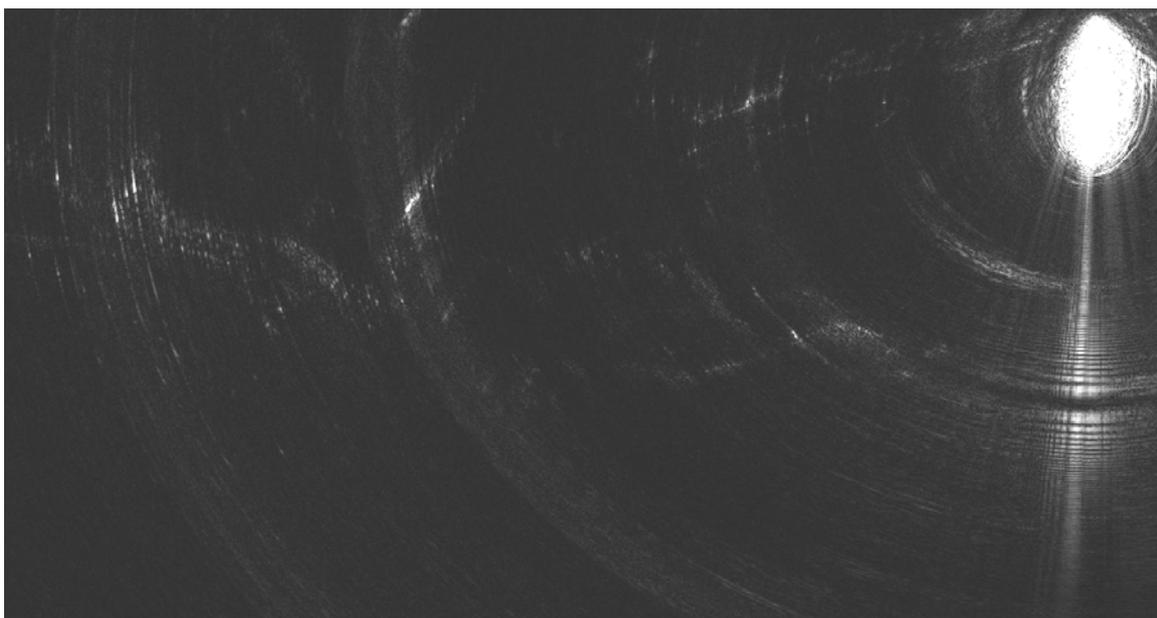


Рис. 4. Радиолокационное изображение (РЛИ) местности в Р-диапазоне частот, полоса частот 30 МГц, режим излучения ЛЧМ импульсов, шаг пикселей 1.5×1.5 м, время синтеза 40 с

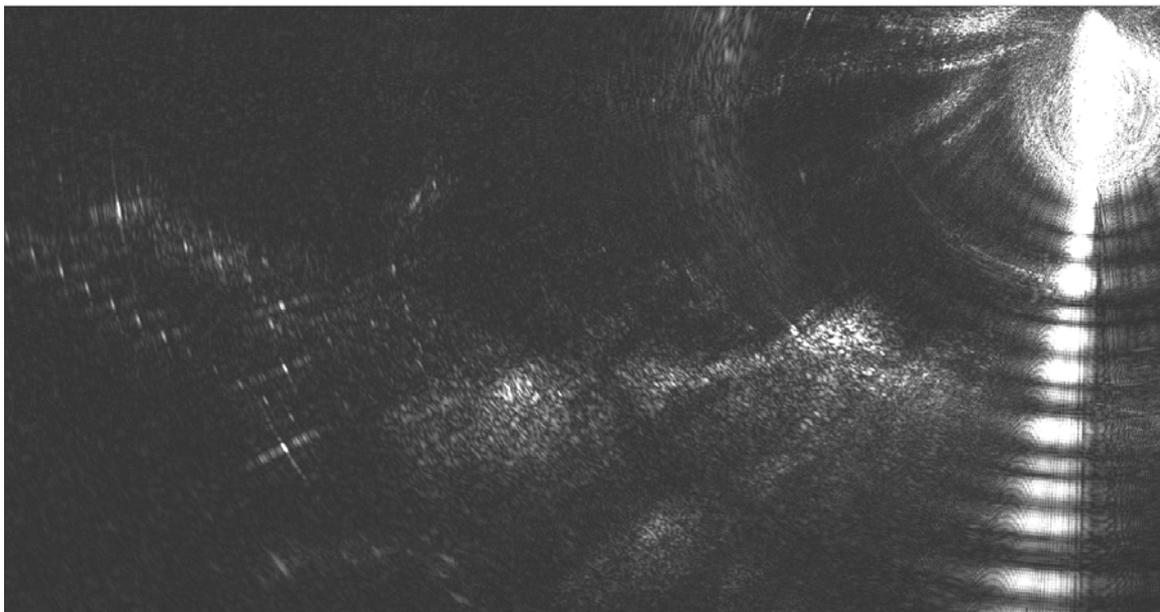


Рис. 5. Радиолокационное изображение (РЛИ) местности в VHF-диапазоне частот, полоса частот 25 МГц, режим излучения ФМС, шаг пикселей 1.5×1.5 м, время синтеза 40 с

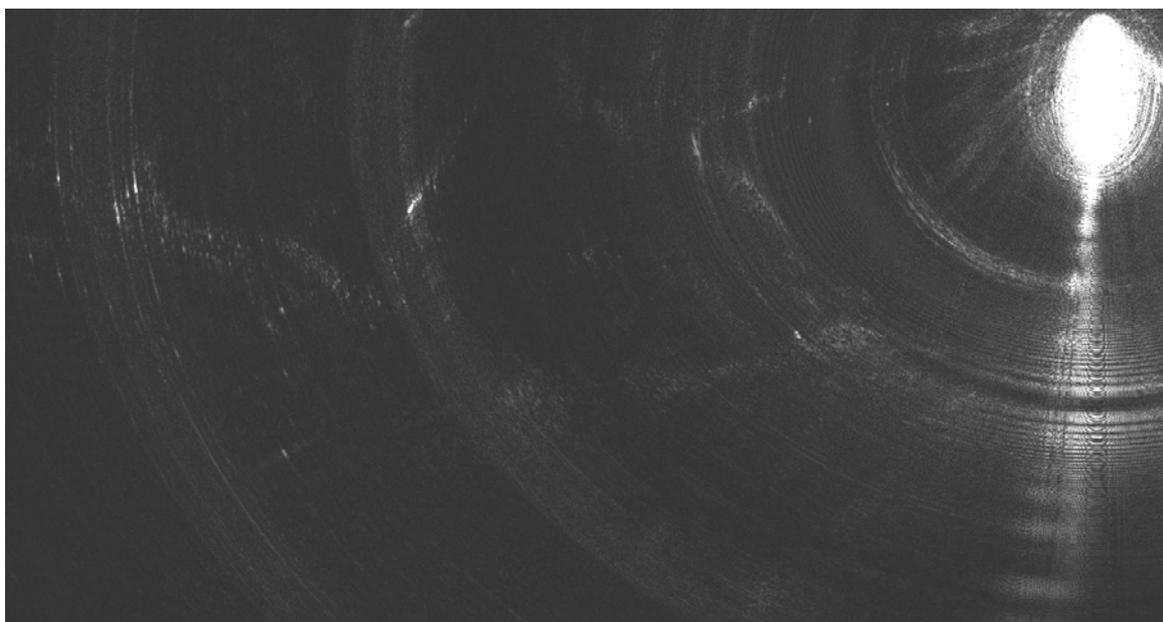


Рис. 6. РЛИ, полученное объединением спектров в P и VHF-диапазонов, полоса частот 80 МГц, шаг пикселей 1.5×1.5 м, время синтеза 40 с

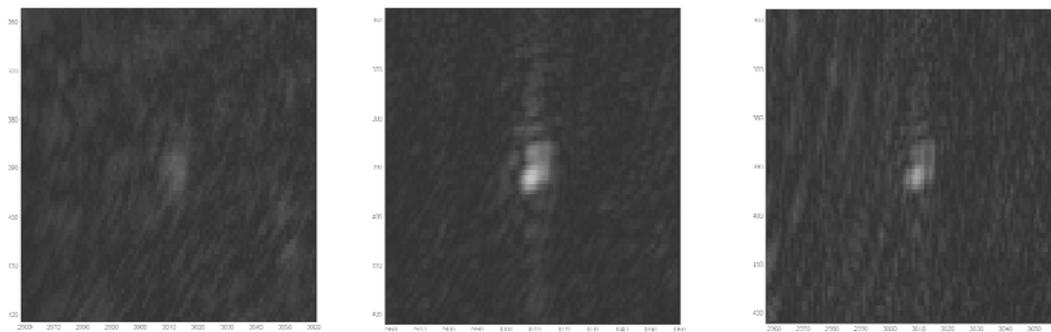


Рис. 7. РЛИ объекта, слева направо РЛИ VHF, P, VHF+P-диапазонов, шаг пикселей 1.5×1.5 м

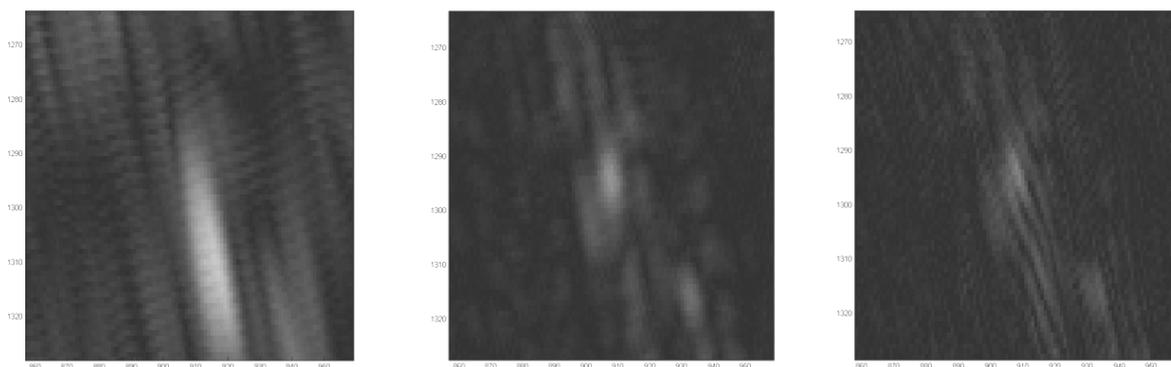


Рис. 8. РЛИ объекта, слева направо РЛИ VHF, P, VHF+P-диапазонов, шаг пикселей 1.5×1.5 м

В процессе эксперимента местность наблюдалась под малыми углами места (не более $5-7^\circ$), поэтому на радиолокационных изображениях видны в основном высокие объекты: мачты, столбы линий электропередач, высокие здания, одиночные высокие деревья, лесопосадки и т.п. По результатам проведённого эксперимента можно сделать вывод о возможности реализации комплекса бортовой и наземной аппаратуры, программно-алгоритмического обеспечения БиРЛК для МКА «АИСТ-2Д», обеспечивающего получение радиолокационных изображений в VHF, P-диапазонах частот и достижение пространственного разрешения до 2 м в режиме P+VHF.

Возможный облик МКА с БиРЛК P-VHF-диапазонов

Проведён анализ необходимых обеспечивающих систем и оценены основные тактико-технические характеристики:

1. Срок активного существования не менее трёх лет.
2. Высота орбиты 500 км.
3. Система электропитания должна обеспечивать энергопотребление не более 200 Вт при одновременном использовании двух диапазонов в течение не менее 10 мин на одном витке (ориентировочно площадь солнечных батарей не менее 3 м^2).
4. Система управления движением должна обеспечивать ориентацию МКА по каналам рыскания, крена и тангажа не хуже $30'$, по угловой скорости $0,005^\circ/\text{с}$.

Дополнительно стоит отметить:

1. Радиолиния сброса целевой информации на Землю и бортовое запоминающее устройство могут отсутствовать. Сброс необходимой телеметрической информации и управление осуществляются через командную радиолинию.

2. В качестве антенн для командной радиолинии возможно рассмотреть антенны из состава БиРЛК, которые работают в тех же диапазонах частот.

В таблице представлен укрупнённый бортовой состав аппаратуры и ориентировочные значения масс бортовых систем, способных обеспечить указанные характеристики, что позволяет говорить о возможности создания МКА (до 150 кг) с БиРЛК P-VHF-диапазонов.

Укрупнённый бортовой состав МКА

Наименование	Масса, кг
1. Целевая аппаратура БиРЛК	28
1.1 Антенна Р-диапазона	2
1.2 Антенна VHF-диапазона	6
1.3 Передающая часть	
1.3.1 РПУ для Р-диапазона (аналогичное РПУ из состава БиРЛК МКА «АИСТ-2Д»)	10
1.3.2 РПУ для VHF-диапазона	10
2. Бортовая аппаратура высокоскоростной радиолинии	13
3. Бортовой комплекс управления	40
4. Система электропитания (включая солнечные батареи)	18
5. Система обеспечения теплового режима (датчики, нагреватели, ЭВТИ)	1
6. Конструкция	30
7. Бортовая кабельная сеть	5
8. Резерв	3
Итого	138

Примечание: РПУ – радиопередающее устройство; ЭВТИ – экранно-вакуумная теплоизоляция.

Общий вид МКА приведён на рис. 9. Конструктивно МКА состоит из корпуса, батареи солнечной и элементов общей сборки. Габаритные размеры МКА в рабочем положении (по крайним точкам) составляют 5200×1400×2650 мм.

Корпус МКА представляет собой негерметичный отсек, имеющий форму прямоугольного параллелепипеда. Корпус состоит из рамы и шести панелей, которые являются силовыми и используются для размещения бортовой аппаратуры. На нижней панели располагаются антенны Р и VHF-диапазонов, установленные на металлических пластинах, выполняющие роль рефлекторов и обеспечивающие необходимые характеристики диаграмм направленности. Наземная отработка показала, что для антенн БиРЛК достаточно разнесения в пространстве на один метр.

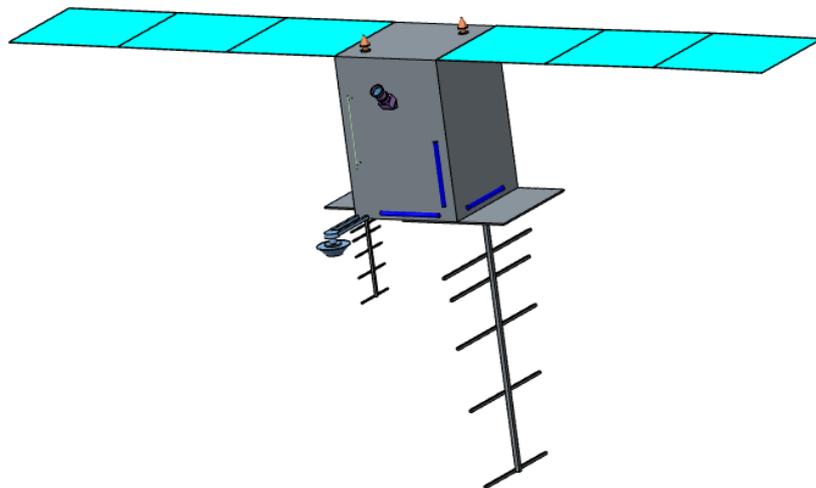


Рис. 9. Общий вид МКА с совмещённым БиРЛК Р-VHF-диапазонов

Заключение

В случае благоприятного прогноза по преодолению ограничений регламента радиосвязи возможно построение бистатического космического РСА, работающего в Р и VHF-диапазонах частот с высоким (до двух метров) пространственным разрешением.

По результатам натурного наземного эксперимента можно заключить, что при фактическом разрешении в VHF-диапазоне 6 м, в Р-диапазоне 6 м получены РЛИ с разрешением 3...5 м по дальности. Предлагаемая технология позволяет утверждать о возможности интеграции сигналов РЛК Р и VHF-диапазонов с целью увеличения разрешающей способности бистатических радаров с синтезированной апертурой.

Представлен проектный облик МКА с совмещённым БиРЛК Р-VHF-диапазонов, который позволяет сделать вывод о возможности создания микроспутника (до 100 кг) при соответствующем изменении некоторых бортовых систем.

Библиографический список

1. Ishimaru A., Kuga Y., Liu J., Kim Yu., Freeman T. Ionospheric effects on synthetic aperture radar at 100 MHz to 2 GHz // *Radio Science*. 1999. V. 34, Iss. 1. P. 257-268. DOI: 10.1029/1998rs900021
2. Goriachkin O.V., Kloovsky D.D. Some problems of realization spaceborne SAR in P, UHF, VHF bands // *Proceedings IEEE 1999 International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS'99)*. 1999. V. 2. P. 1271-1273. DOI: 10.1109/igarss.1999.774601
3. Goriachkin O.V. Влияние атмосферы Земли на деградацию характеристик изображений космических радиолокационных станций с синтезированной апертурой // *Компьютерная оптика*. 2002. № 24. С. 177-182.
4. Горячкин О.В. Методы слепой обработки сигналов и их приложения в системах радиотехники и связи. М.: Радио и связь, 2003. 229 с.
5. Ramongassie S., Valle P., Orlando G., Arpesi P.G., Hélière F., Arcioni M. P-band SAR instrument for BIOMASS // *Proceedings of the European Conference on Synthetic Aperture Radar (EUSAR)*. 2014. P. 1156-1159.
6. Горячкин О.В., Женгуров Б.Г., Маслов И.В. Моностатический радиолокационный комплекс Р-диапазона для перспективного малого космического аппарата // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2016. Т. 15, № 1. С. 38-45. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-38-45
7. Горячкин О.В. Пути развития радиолокационных космических систем дистанционного зондирования Земли // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2010. № 2 (22). С. 92-104.
8. Горячкин О.В., Женгуров Б.Г., Бакеев В.Б., Барабошин А.Ю., Невский А.В., Скоробогатов Е.Г. Бистатический радиолокатор с синтезированной апертурой Р-диапазона для МКА «АИСТ-2» // *Электросвязь*. 2015. № 8. С. 34-39.
9. Горячкин О.В., Борисенков А.В., Женгуров Б.Г. Формирование радиолокационных изображений в наземной бистатической РЛС с синтезированной апертурой Р-диапазона // *Радиотехника*. 2017. № 1. С. 117-122.
10. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В., Ткаченко С.И., Бакланов А.И., Салмин В.В., Семкин Н.Д., Ткаченко И.С., Горячкин О.В. Опыт-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Самара: Самарский научный центр РАН, 2017. 324 с.
11. Борисенков А.В., Горячкин О.В., Долгополов В.Н., Женгуров Б.Г., Курков И.Г., Калимуллин Р.Г., Мовчан В.К., Хохлов С.М. Мобильный радиолокационный ком-

плекс с синтезированной апертурой УКВ диапазона для дистанционного зондирования Земли // Инфокоммуникационные технологии. 2015. Т. 13, № 4. С. 424-432. DOI: 10.18469/ikt.2015.13.4.11

CONCEPTUAL DESIGN OF SMALL SPACECRAFT WITH A HIGH RESOLUTION P-VHF BAND BISTATIC SAR SYSTEM

©2017

- O. V. Goryachkin** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Department; Povolzhskiy State University of Telecommunications and Informatics, Samara, Russian Federation; gor@psati.ru
- I. V. Maslov** Design Engineer; Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation; macloff@mail.ru
- B. G. Zhengurov** Candidate of Science (Engineering), Senior Design Engineer; Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation; loir47@rambler.ru

Spatial resolution is one of the most important characteristics of a radar image. Significant limitations in communication regulations should be taken into account concerning radar facilities in long-wave frequency ranges (P or VHF). These limitations do not allow high resolution of a radar facility. The article presents a possible conceptual design of a small spacecraft with a bistatic dual-frequency P-VHF radar facility. The system under consideration is characterized by the displacement of the transmitting station in the process of imaging and stationary position of the receiving station. The synchronization of the system is ensured by organizing a direct channel of signal propagation between the transmitter and receiver. The distinctive feature of the system is simultaneous radiation of direct impulses of the space-borne radio transmitting device in two bands. The influence of the atmosphere on the radar resolution is compensated as a result of joint processing at the ground receiving station. It is expected that total spatial resolution can be brought up to 2 meters due to the simultaneous operation in dual-frequency ranges. The results of a full-scale ground-based experiment simulating the work of the proposed radar complex are presented in the article.

Earth remote sensing; bistatic synthetic aperture radar (SAR); P-band; L-band; small satellite.

Citation: Goryachkin O.V., Maslov I.V., Zhengurov B.G. Conceptual design of small spacecraft with a high resolution P-VHF band bistatic SAR system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 31-40. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-31-40

References

1. Ishimaru A., Kuga Y., Liu J., Kim Yu., Freeman T. Ionospheric effects on synthetic aperture radar at 100 MHz to 2 GHz. *Radio Science*. 1999. V. 34, Iss. 1. P. 257-268. DOI: 10.1029/1998rs900021
2. Goriachkin O.V., Kloovsky D.D. Some problems of realization spaceborne SAR in P, UHF, VHF bands. *Proceedings IEEE 1999 International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS'99)*. 1999. V. 2. P. 1271-1273. DOI: 10.1109/igarss.1999.774601
3. Goriachkin O.V. Influence of the Earth's atmosphere on the degradation of characteristics of synthetic aperture spacecraft radar images. *Computer Optics*. 2002. No. 24. P. 177-182. (In Russ.)
4. Goriachkin O.V. *Metody slepoy obrabotki signalov i ikh prilozheniya v sistemakh radiotekhniki i svyazi* [Methods of blind processing of signals and their applications in systems of radio engineering and communication]. Moscow: Radio i Svyaz' Publ., 2003. 229 p.

5. Ramongassie S., Valle P., Orlando G., Arpesi P.G., Hélière F., Arcioni M. P-band SAR instrument for BIOMASS. *Proceedings of the European Conference on Synthetic Aperture Radar (EUSAR)*. 2014. P. 1156-1159.

6. Goryachkin O.V., Zhengurov B.G., Maslov I.V. Monostatic P-band radar system for advanced small satellites. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 1. P. 38-45. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-38-45. (In Russ.)

7. Goryachkin O.V. Ways of the development of the radar space systems of the remote sensing of the Earth. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2010. No. 2 (22). P. 92-104. (In Russ.)

8. Goriachkin O.V., Gengurov B.G., Bakeev V.B., Baraboshin A.Yu., Nevsky A.V., Skorobogatov E.G. Bistatic P-band SAR for spacecraft «AIST-2D». *Electrosvyaz*. 2015. No. 8. P. 34-39. (In Russ.)

9. Goriachkin O.V., Borisenkov A.V., Zhengurov B.G. Imaging in ground-based P band bistatic SAR. *Radioengineering*. 2017. No. 1. P. 117-122. (In Russ.)

10. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Shakhmatov E.V., Tkachenko S.I., Baklanov A.I., Salmin V.V., Semkin N.D., Tkachenko I.S., Goryachkin O.V. *Opytno-tekhnologicheskiiy malyy kosmicheskiiy apparat «AIST-2D»* [Small engineering test satellite AIST-2D]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2017. 324 p.

11. Borisenkov A.V., Goriachkin O.V., Dolgopolov V.N., Zhengurov B.G., Kurkov I.G., Kalimullin R.G., Movchan V.K., Khokhlov S.M. Mobile VHB-band SAR for Earth remote sensing. *Infokommunikacionnye Tehnologii*. 2015. V. 13, no. 4. P. 424-432. DOI: 10.18469/ikt.2015.13.4.11. (In Russ.)

ПРИМЕНЕНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ В ФОРСАЖНЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2017

А. С. Колесников адъюнкт;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
sanekolesnikov1987@rambler.ru

А. А. Пахольченко кандидат технических наук, профессор кафедры авиационных двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
andrey.paholchenko@mail.ru

При создании перспективных авиационных газотурбинных двигателей не удаётся отказаться от использования форсажных камер сгорания. Известные и хорошо зарекомендовавшие себя конструктивные схемы форсажных камер были разработаны несколько десятков лет назад и не удовлетворяют требованиям, предъявляемым к перспективным разработкам, часть которых появилась только в настоящее время. В связи с этим появилась необходимость разработки новых конструктивных решений и способов организации рабочего процесса форсажных камер сгорания. Одним из таких способов является отказ от аэродинамической стабилизации пламени с помощью плохообтекаемых тел (угловых стабилизаторов) в пользу газодинамической. Газодинамическая стабилизация пламени может быть осуществлена за счёт вдува струй воздуха в газовый поток. Её применение позволит снизить загромождение проточной части форсажной камеры, что положительно скажется на бесфорсажных режимах работы двигателя, кроме того расширятся возможности управления рабочим процессом. Но для осуществления газодинамической стабилизации необходим источник сжатого воздуха. Наиболее привлекательно для этой цели выглядит отбор воздуха из-за компрессора. В статье рассматривается предполагаемое фронтное устройство форсажной камеры, соотношение характеристик вдуваемых струй и газового потока, обеспечивающее устойчивую работу форсажной камеры, влияние отбора воздуха для нужд газодинамической стабилизации пламени на рабочий процесс двигателя в целом.

Форсажные камеры; газодинамическая стабилизация; тягово-экономические характеристики.

Цитирование: Колесников А.С., Пахольченко А.А. Применение газодинамической стабилизации пламени в форсажных камерах сгорания авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 41-50. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-41-50

В настоящее время к форсажным камерам сгорания (ФКС) предъявляется большое количество требований. Часть этих требований традиционна – обеспечение минимальных потерь полного давления в камере, обеспечение максимально возможной полноты сгорания топлива, устойчивая работа во всём эксплуатационном диапазоне, устойчивость к вибрационному горению, обеспечение требуемой прочности, минимально возможные геометрические размеры и масса. В последнее время появилась новая категория требований к ФКС – обеспечение заданного уровня специальных характеристик.

В существующих на данный момент форсажных камерах рабочий процесс организован с помощью стабилизации пламени на плохообтекаемых телах – как правило, угловых стабилизаторах. Такие ФКС имеют достаточно простую конструкцию, обеспечивают устойчивую работу. Но угловой стабилизатор – постоянно действующий элемент, т.е. потеря полного давления происходит на всех режимах работы двигателя – как на форсажных, так и на бесфорсажных. Как правило, режим работы двигателя

«форсаж» составляет 4–7% от всей наработки двигателя на земле и в воздухе. Следовательно форсажная камера сгорания с уголковыми стабилизаторами пламени на бесфорсажных режимах ухудшает качество рабочего процесса в двигателе. Кроме того уголковые стабилизаторы пламени не обеспечивают требуемого уровня специальных характеристик.

В связи с вышесказанным необходим поиск новых способов организации рабочего процесса в ФКС, удовлетворяющих современным требованиям. Один из таких способов – газодинамическая стабилизация (ГДС) пламени на струях воздуха, вдуваемых в газовый поток.

Вдув одной или нескольких струй производится под углом к сносящему потоку. При этом с подветренной стороны струи образуется устойчивая зона обратных токов, в которой становится возможной стабилизация фронта пламени (рис. 1).

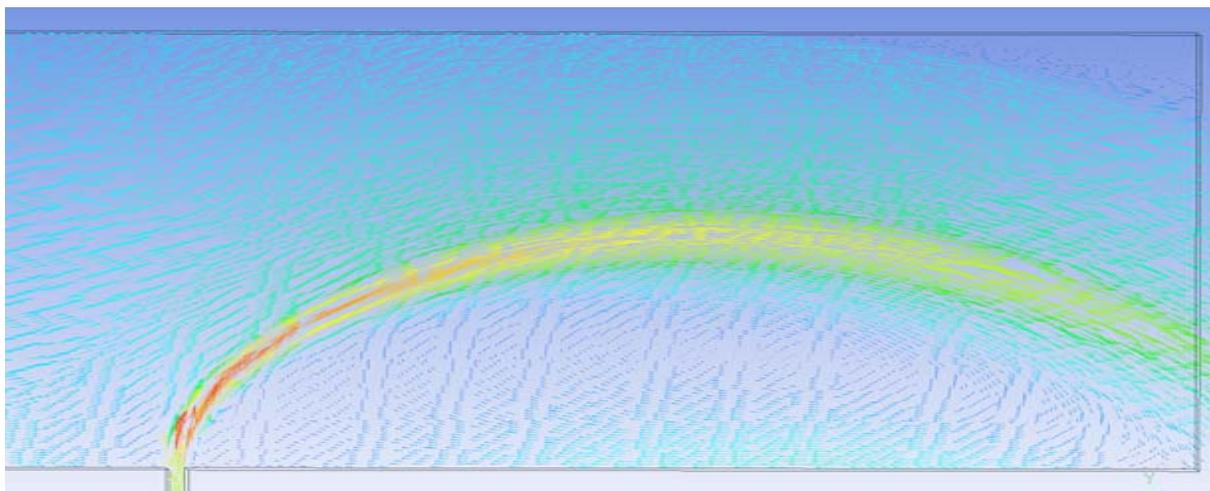


Рис. 1. Вдув струи воздуха в сносящий поток

Теоретически вдув струй воздуха возможно осуществить практически с любых поверхностей, например с корпуса ФКС, с затурбинного кока либо с элементов, расположенных в проточной части. Но на практике оказывается, что в случае вдува с внутренней поверхности корпуса он будет испытывать интенсивный нагрев, что отрицательно скажется на прочности ФКС. При вдуве с поверхности затурбинного кока возникнет необходимость обеспечения высокой энергетики струи, так как его поверхность представляет собой поверхность вращения и вдуваемая струя будет веерной. Веерная струя имеет малую глубину проникновения в поток из-за уменьшения окружной плотности по мере удаления от точки вдува, поэтому она достаточно быстро размывается сносящим потоком. Большую глубину проникновения в поток имеют плоские и круглые струи. На рис. 2 (ось абсцисс параллельна направлению потока) приведены траектории плоских струй при различных условиях вдува. Расчёт производился по методике [1]:

$$y = \frac{2}{k} \left(\pm \sqrt{kx + \text{ctg}^2 \alpha_0} - \text{ctg} \alpha_0 \right), \quad k = \frac{c_c \rho_n w_n^2}{\delta_0 \rho_c w_c^2 \sin^2 \alpha_0},$$

где x, y – координаты траектории; c_c – коэффициент сопротивления струи; $\frac{\rho_n w_n^2}{\rho_c w_c^2}$ – отношение скоростных напоров потока и струи; α_0 – угол вдува; δ_0 – толщина струи в точке вдува.

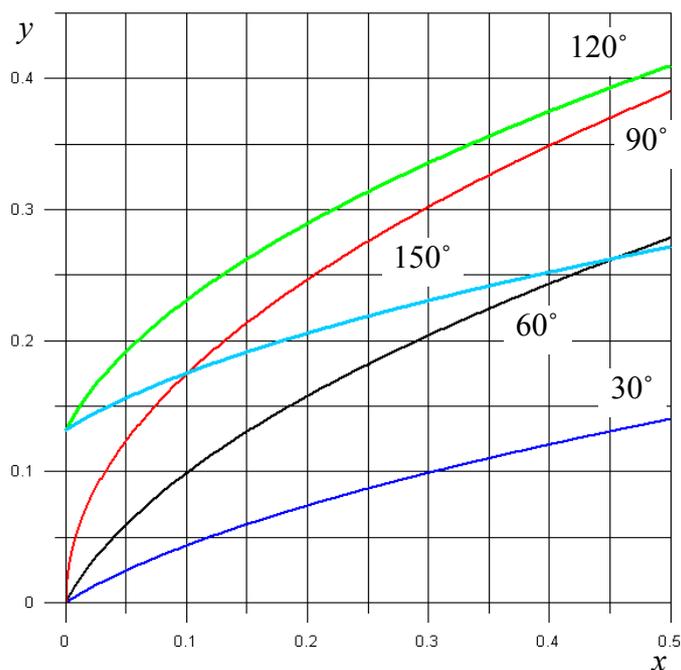


Рис. 2. Траектория ядра струи

Вдув плоских струй возможно организовать, например, с поверхности расположенных в потоке стоек. Поперечное сечение таких стоек может быть удобооттекаемой формы, например чечевицеобразной или эллиптической. Таких стоек в проточной части может быть несколько и располагаться они могут эшелонировано, что позволит равномерно распределить зоны горения топлива как по миделю ФКС, так и по её длине. Пример внешнего вида такого фронтального устройства форсажной камеры сгорания с газодинамической стабилизацией пламени представлен на рис. 3.

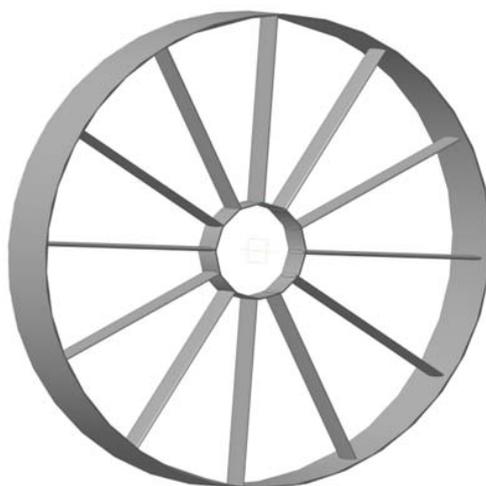


Рис. 3. Фронтальное устройство ФКС с газодинамической стабилизацией.
Заявка на изобретение № RU 2017116401

Очевидно, что для обеспечения работы газодинамического стабилизатора необходим источник воздуха с энергетической характеристикой, превышающей таковую газового потока в ФКС.

Основной источник сжатого воздуха в двигателе – компрессор. Но при отборе воздуха от компрессора на нужды ГДС изменится режим работы двигателя. Поэтому место и количество отбираемого воздуха должно определяться исходя из условия наименьшего воздействия на режим и совместную работу элементов двигателя при обеспечении заданной степени форсирования двигателя.

Отбор из-за средних ступеней компрессора позволит получить струю с необходимой энергетикой. Но поскольку при включении форсажа двигатель работает на максимальном режиме ($n = 100\%$), то наличие перепуска вызовет увеличение углов атаки в крайних ступенях и снижение запаса газодинамической устойчивости компрессора. Если имеется такая возможность, то поворот направляющих аппаратов группы крайних ступеней компрессора «на прикрытие» позволит снизить углы атаки. Однако это приведёт к ещё большему уменьшению расхода воздуха через компрессор, что также негативно скажется на работе двигателя.

Более привлекательным выглядит отбор воздуха из-за крайней ступени компрессора, где достигается максимальное давление. Такой отбор позволит получить струю с избыточной энергетикой при минимальном расходе отбираемого воздуха. На начальном этапе отбора, который равносителен открытию дросселя за компрессором, увеличиваются осевые скорости в его проточной части, начинает увеличиваться расход воздуха и снижаться π_k^* , рабочая точка на характеристике компрессора начинает двигаться из точки 1 вниз по напорной ветви в точку 2 (рис. 4). Снижение π_k^* , а следовательно и p_k^* , приведёт к снижению расхода воздуха на входе в камеру сгорания и, как следствие, вызовет снижение мощности турбины высокого (ТВД) и низкого (ТНД) давления [2].

Кроме того, увеличение осевых скоростей приводит к уменьшению углов атаки в крайних ступенях и к снижению потребной мощности компрессора высокого давления (КВД). Но снижение π_k^* оказывает преобладающее влияние на баланс мощностей, поэтому частоты вращения роторов начнут уменьшаться. У большинства современных двигателей на заданном режиме работы и внешних условиях система управления работает по закону $n_{\text{вд}} = \text{const}$. Поэтому при снижении частоты вращения ротора высокого давления увеличится подача топлива в основную камеру сгорания. Вследствие повышения степени подогрева τ_c^* увеличится тепловое дросселирование компрессора.

Рабочая точка на характеристике компрессора высокого давления должна переместиться по напорной ветви вверх (из точки 2 к исходному положению), но степень подогрева влияет на пропускную способность элементов, расположенных за КВД, в меньшей степени, чем физическое дросселирование. В итоге рабочая точка на характеристике КВД сместится по напорной ветви вниз по сравнению с исходным положением (точка 3).

Снижение мощности ТНД приведёт к снижению частоты вращения ротора низкого давления, перемещению рабочей точки на характеристике компрессора низкого давления вниз по напорной ветви (рис. 5) и, как следствие, увеличению скольжения роторов и снижению степени двухконтурности.

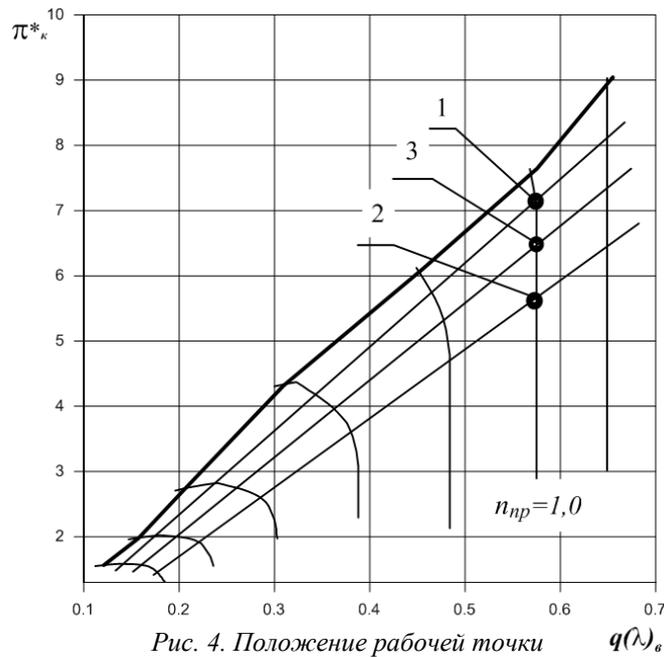


Рис. 4. Положение рабочей точки на характеристике компрессора

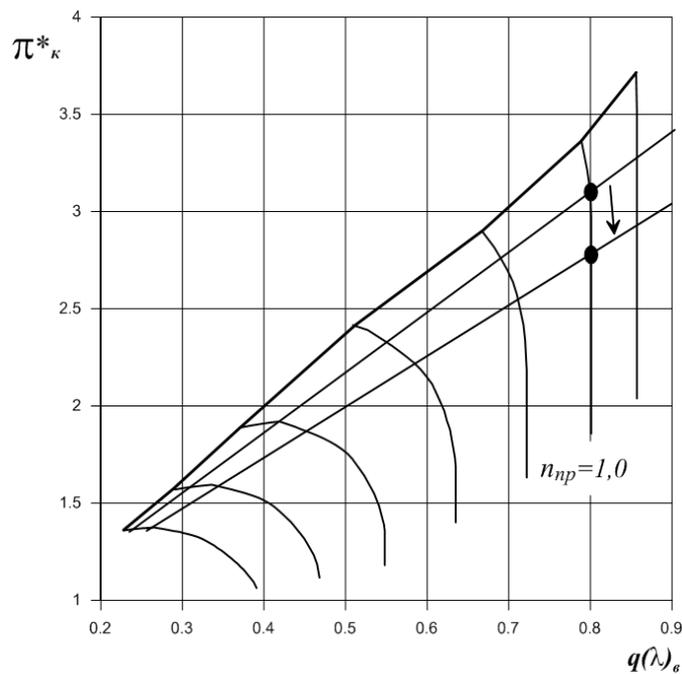


Рис. 5. Положение рабочей точки на характеристике компрессора

Таким образом, отбор воздуха должен привести к некоторому уменьшению тяги двигателя даже при условии увеличения температуры газа в основной камере сгорания и к ухудшению экономических характеристик, так как часть энергии затрачивается на сжатие воздуха, который не попадает в основную камеру сгорания (ОКС) [3]. Но в случае газодинамической стабилизации отобранный воздух не удаляется полностью из рабочего процесса, а вводится в виде струи в поток газа в форсажной камере. Вводимая в поток струя перекрывает часть проходного сечения, вследствие чего возрастают местные скорости потока газа и снижается давление. В целом механизм потерь полного давления аналогичен обычному уголкового стабилизатору пламени.

После попадания в поток на небольшом удалении от точки вдува струя становится спутной потоку, сохраняя при этом большую по сравнению с ним скорость и давление (рис. 6).

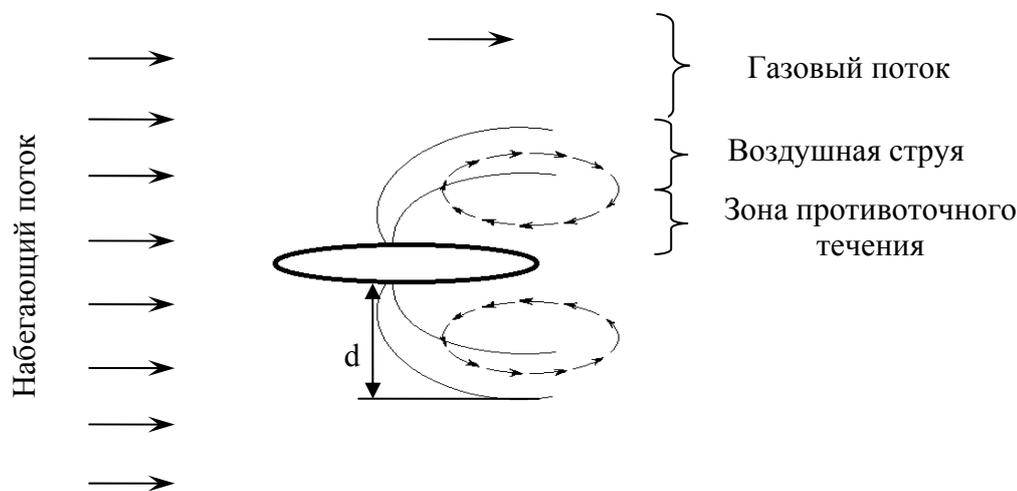


Рис. 6. Вдув струи в сносящий поток

В результате в поперечном сечении образуются три характерные области: область потока газа из камеры смешения, область струи воздуха и область, находящаяся с подветренной стороны струи с зоной обратных токов. Взаимодействие потока газа с потоком воздуха в данном случае можно описать с помощью теории газового эжектора [4]. Следовательно можно сделать вывод, что полное давление потока увеличится. При этом принимается допущение, что в подветренной части струи располагается симметричная зона рециркуляции, половина которой, прилегающая к стабилизатору, занята противоточным течением, а вдув производится с двух поверхностей стабилизатора.

Поскольку запуск газодинамических стабилизаторов производится только при включении форсажа и увеличении площади критического сечения сопла, то повышение давления за фронтальным устройством не окажет влияния на положение рабочих точек на характеристиках компрессоров.

С целью подтверждения этого было проведено математическое моделирование рабочего процесса двигателя. Использовалась математическая модель (ММ) первого уровня сложности турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков перед форсажной камерой сгорания, близкого по своим характеристикам к двигателю РД-33. ММ построена по методике, приведённой в [5]. Используются подпрограммы для расчёта характеристик компрессора по методике Р.М. Фёдорова [6] и библиотека стандартных подпрограмм Funct, разработанные в ВВИА им. Н.Е. Жуковского. Математическая модель позволяет рассчитать высотно-скоростные характеристики двигателя, а также характеристики компрессора.

На рис. 7–10 представлены результаты расчётов. На рисунках тяга имеет размерность Н, удельный расход топлива – кг/Н·ч.

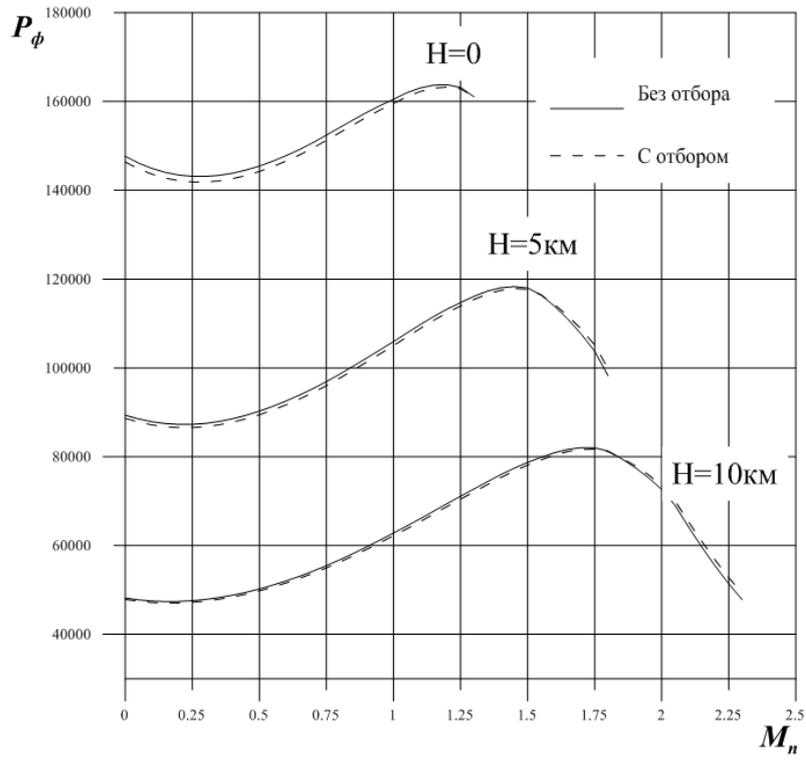


Рис. 7. Высотно-скоростные характеристики (тяга)

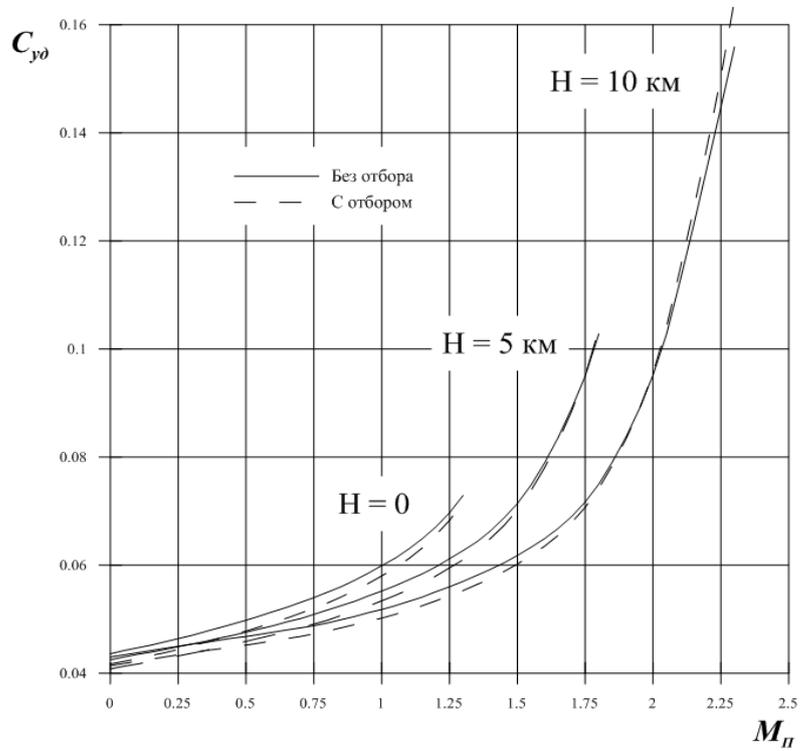


Рис. 8. Высотно-скоростные характеристики (удельный расход)

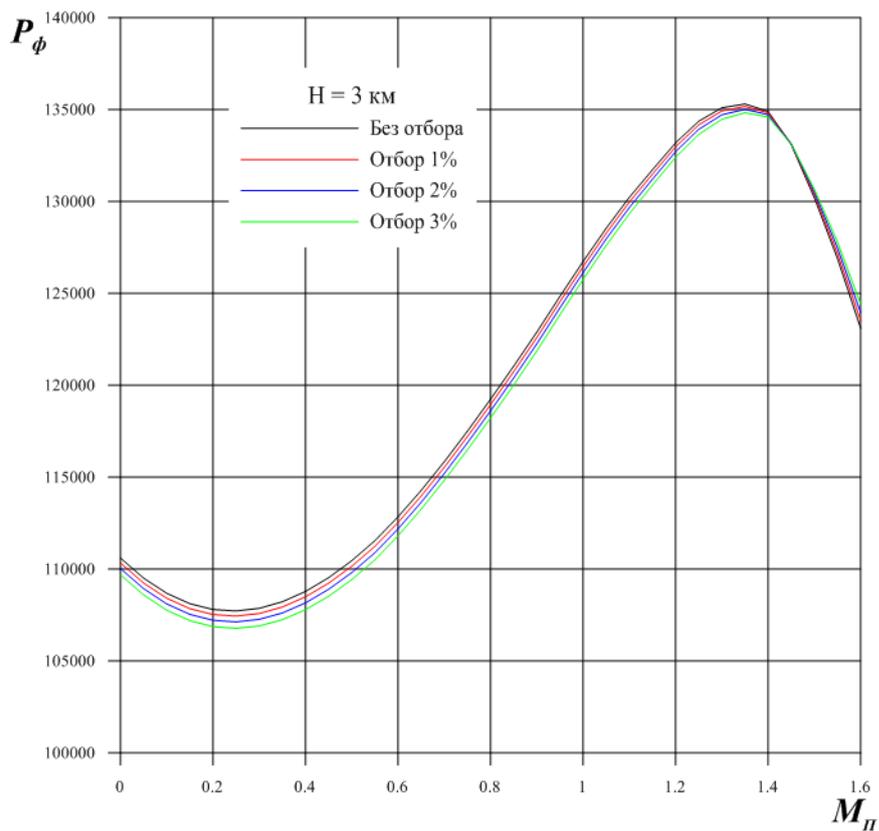


Рис. 9. Влияние величины отбора (тяга)

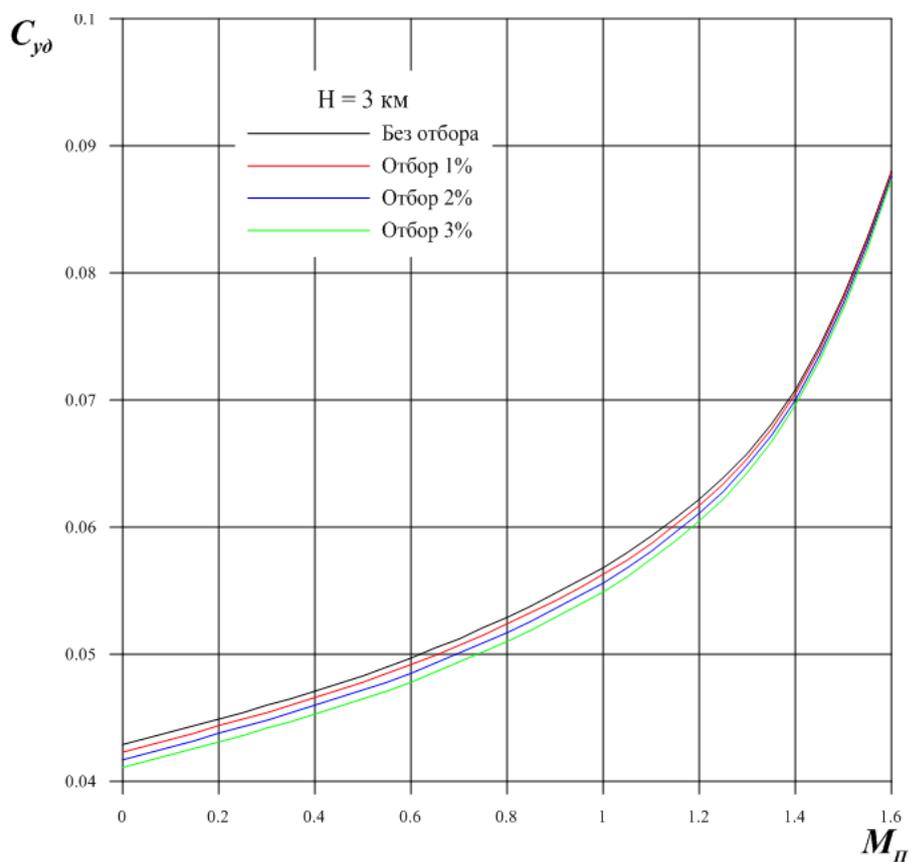


Рис. 10. Влияние величины отбора (удельный расход топлива)

Из полученных результатов можно сделать вывод о том, что при числах $M < 1,0$ применение газодинамической стабилизации пламени несколько ухудшает тяговые и экономические характеристики двигателя. Как было сказано выше, это связано с тем, что часть прошедшего через компрессор воздуха не поступает в основную камеру сгорания. Поскольку на небольших числах M полёта ОКС вносит основной вклад в подогрев воздуха в термодинамическом цикле двигателя, то отбор воздуха негативно сказывается на тяговой характеристике двигателя.

При числах $M > 1,0$ пропускная способность газогенератора двигателя достигает максимального значения и расход воздуха через двигатель возрастает преимущественно за счёт внешнего контура (за счёт увеличения степени двухконтурности). Поэтому на сверхзвуковых скоростях полёта возрастает вклад форсажной камеры в подогрев газа. При газодинамической стабилизации непосредственно перед фронтом пламени создаётся зона повышенного давления, что благоприятно сказывается на условиях сгорания топлива. Этим объясняется превышение тяги и удельного расхода топлива двигателя с ГДС над тягой «обычного» двигателя на сверхзвуковых скоростях полёта.

Анализируя результаты моделирования, можно сделать вывод, что на малых скоростях и высотах полёта увеличение отбора воздуха на 1% приведёт к падению тяги на 1,5% и удельного расхода топлива на 1,3%. С ростом скорости полёта падение тяги практически линейно уменьшается до некоторого числа $M > 1,0$, после которого тяга начинает увеличиваться.

Таким образом, можно сделать общий вывод, что газодинамическая стабилизация пламени в целом приведёт к некоторому ухудшению тягово-экономических характеристик двигателя при работе на форсажных режимах при малых числах M полёта. Но оптимизацией фронтального устройства, места и количества отбираемого воздуха возможно добиться минимизации негативного влияния ГДС до уровня, когда это влияние станет малозначительным на фоне условий работы двигателя в составе силовой установки летательного аппарата.

Библиографический список

1. Абрамович Г.Н. Теория турбулентных струй. Репринтное воспроизведение издания 1960 г. М.: ЭКОЛИТ, 2011. 720 с.
2. Нечаев Ю.Н., Фёдоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 1. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н.Е. Жуковского, 2006. 365 с.
3. Кулагин В.В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2002. 616 с.
4. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Ч. 1. М.: Наука, 1991. 600 с.
5. Бутов А.М., Козарев Л.А. Математическое моделирование рабочего процесса авиационных двигателей: учебное пособие. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н. Е. Жуковского, 1993. 143 с.
6. Фёдоров Р.М. Характеристики осевых компрессоров. Воронеж: Научная книга, 2015. 220 с.

THE USE OF GAS-DYNAMIC FLAME STABILIZATION IN AFTERBURNER COMBUSTION CHAMBERS OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES

© 2017

- A. S. Kolesnikov** Adjunct;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
sanekkolesnikov1987@rambler.ru
- A. A. Pakhol'chenko** Candidate of Science (Engineering), Professor of the Department of Aircraft
Engines;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
andrey.paholchenko@mail.ru

It is impossible to abandon the use of the afterburner combustion chamber in designing advanced gas turbine engines. Well-known and well-established structural designs of afterburners were developed several decades ago and do not meet the requirements imposed upon advanced projects, some of which appeared only now. In this context, it became necessary to develop new structural concepts and ways of organizing the working process of afterburner combustion chambers. One of such methods is the rejection of aerodynamic stabilization of the flame by using bluff bodies (angled stabilizers) in favor of gas dynamic stabilization. Gas-dynamic flame stabilization can be effected by the injection of air streams into the gas flow. Its application will reduce the blocking of the flow part of the afterburner, which will be good for the non-afterburning regimes of the engine's work; besides, the possibilities of controlling the workflow will be expanded. But the implementation of gas-dynamic stabilization requires a source of compressed air. Bleeding the air from behind the compressor seems to be the best way for this purpose. A proposed combustion chamber flame tube head, the relationship of the characteristics of the injected streams and the gas flow to ensure stable operation of the afterburner, the effect of air bleeding for the needs of the gas-dynamic stabilization of the flame on the workflow of the engine as a whole are discussed in the article.

Afterburner chambers; gas dynamic stabilization; propulsion and economic characteristics.

Citation: Kolesnikov A.S., Pakhol'chenko A.A. The use of gas-dynamic flame stabilization in afterburner combustion chambers of aircraft gas turbine engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 41-50. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-41-50

References

1. Abramovich G.N. *Teoriya turbulentnykh struy. Reprintnoe vosproizvedenie izdaniya 1960 g.* [Theory of turbulent streams. Reprint of the 1960 edition]. Moscow: EKOLIT Publ., 2011. 720 p.
2. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch.1* [Theory of aircraft engines. Textbook for higher educational institutions of the Air Force]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 2006. 365 p.
3. Kulagin V.V. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Theory, calculation and design of aviation engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2002. 616 p.
4. Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika. Ch. 1* [Applied gas dynamics]. Moscow: Nauka Publ., 1991. 600 p.
5. Butov A.M., Kozarev L.A. *Matematicheskoe modelirovanie rabocheho protsessa aviatsionnykh dvigateley: uchebnoe posobie* [Mathematical modeling of working process of aircraft engines. Tutorial]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 1993. 143 p.
6. Fedorov R.M. *Kharakteristiki osevykh kompressorov* [Characteristics of axial compressors]. Voronezh: Nauchnaya Kniga Publ., 2015. 220 p.

ОБОСНОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА НОВОГО КОЛЛЕКТОРНОГО УСТРОЙСТВА ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2017

Д. Н. Тесля адъюнкт кафедры авиационных двигателей, капитан;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
patmi@rambler.ru

С. А. Маяцкий начальник 7 факультета, полковник;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
mslo@yandex.ru

Т. В. Грасько старший преподаватель кафедры авиационных двигателей, подполковник;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
grasko83@mail.ru

Проведён анализ особенностей эксплуатации газотурбинных двигателей с форсажной камерой сгорания. Обозначены основные недостатки существующих образцов форсажных камер сгорания. Проведён анализ конструктивных схем форсажных камер сгорания. Показано, что существующие форсажные камеры сгорания не обеспечивают эффективного управления организацией рабочего процесса во всём эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полёта. Уточнены методики расчёта параметров организации рабочего процесса в форсажных камерах сгорания. Обоснована необходимость управления местом и углом подачи топлива перед стабилизатором пламени. Предложены новые управляющие факторы в системе автоматического управления форсажной камерой сгорания. Обоснованы новые конструктивные схемы входящих в состав форсажной камеры сгорания коллекторных устройств, позволяющие эффективно управлять организацией рабочего процесса в них во всём эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полёта. Уточнена классификация форсажных камер сгорания и обоснованы преимущества газотурбинных двигателей, в составе которых будут использоваться форсажные камеры сгорания с коллекторными устройствами адаптивной подачи топлива.

Газотурбинный двигатель; форсажная камера сгорания; коллекторные устройства; организация рабочего процесса.

Цитирование: Тесля Д.Н., Маяцкий С.А., Грасько Т.В. Обоснование и разработка нового коллекторного устройства форсажной камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 51-59. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-51-59

Введение

Для обеспечения высокоманёвренного воздушного боя и полёта на сверхзвуковой скорости летательные аппараты (ЛА) оснащаются газотурбинными двигателями (ГТД) с форсажной камерой сгорания (ФКС). Это связано с достижением технологического предела в области создания газовых турбин ГТД [1–3]. На сегодняшний день неотъемлемой частью двигателя манёвренного ЛА является форсажная камера сгорания, которая обладает рядом существенных недостатков [1–5]:

- большие габаритные размеры (максимальный диаметр миделева сечения двигателя достигает 40% длины всего двигателя);
- избыточная масса (до 20% от суммарной массы двигателя);
- большой занимаемый объём в обводах планера и мотогондолы;
- высокие значение радиолокационной и инфракрасной заметности;
- газодинамические потери по тракту ФКС;
- ограничения режимов включения и выключения форсированного режима в соответствующем диапазоне высот и скоростей полёта.

Габаритные размеры форсажной камеры сгорания, приводящие к избыточной массе и большому занимаемому объёму в обводах планера, связаны с особенностями организации рабочего процесса в ней. При разработке и создании форсажной камеры сгорания экспериментальным путём определяется её длина из расчёта обеспечения заданного значения коэффициента полноты сгорания топлива в сечении на выходе из ФКС $\eta_{фкс} = 0,95$ [2;6]. Это связано со снижением полноты сгорания топлива в циркуляционной зоне газового потока (часть тракта форсажной камеры сгорания, находящаяся непосредственно за стабилизатором пламени) до значений $\eta_{фкс\ из} = 0,55$ [6] на режимах работы ГТД, отличных от расчётных с учётом влияния факторов внешней среды, что приводит к смещению фронта пламени по тракту форсажной камеры сгорания. Размер циркуляционной зоны газового потока и качество организации рабочего процесса в форсажной камере сгорания зависит от конструктивных особенностей фронтального устройства и корпуса ФКС, а также параметров газового потока на входе в неё.

Анализ конструктивных схем и особенностей создания форсажных камер сгорания, представленный на рис. 1, указывает на то, что существующие на сегодняшний день конструктивные схемы ФКС не обеспечивают возможность более эффективной организации рабочего процесса в форсажной камере сгорания [1 – 14].



Рис. 1. Классификация конструктивных схем форсажных камер сгорания

Методика и результаты расчётов

Основываясь на теоретических и экспериментальных данных [6; 15; 16] была уточнена методика определения полноты сгорания топлива [17] применительно к рабочему процессу в форсажной камере сгорания с учётом конструктивных особенностей. Коэффициент полноты сгорания топлива определяется выражением

$$\eta_{фкс} = \frac{1}{H_u} \frac{\bar{f} \alpha_K}{[1 + k(1 - z)] g_{TT}} L_0 C_{p\Gamma} \left(\frac{P_\phi^* C_{cm} F}{G_\Gamma R} - T_{cm}^* \right), \quad (1)$$

где $\eta_{фкс}$ – коэффициент полноты сгорания топлива в форсажной камере сгорания;

H_u – теплотворная способность топлива;

k – безразмерный коэффициент, характеризующий геометрические параметры проточной части форсажной камеры сгорания;

\bar{f} – степень загромождения потока фронтным устройством;

α_K – среднее значение коэффициента избытка воздуха в камере сгорания;

z – степень испарения топлива перед фронтным устройством (не превышает 1);

g_{TT} – доля топлива, поданного в поток, находящегося в трубке тока высотой h (не превышает 1);

L_0 – стехиометрический коэффициент топливоздушной смеси;

$C_{p\Gamma}$ – удельная теплоёмкость газа;

P_ϕ^* – полное давление газового потока в сечении на выходе из форсажной камеры сгорания;

C_{cm} – скорость газового потока в сечении за камерой смешения;

F – площадь проходного сечения форсажной камеры сгорания;

G_Γ – расход газа через форсажную камеру сгорания;

R – универсальная газовая постоянная;

T_{cm}^* – температура газового потока в сечении за камерой смешения.

В работе [6] говорится о том, что значения параметров z и g_{TT} не могут превышать 1 и берутся как исходные данные. На основании теоретических и экспериментальных исследований авторами обосновано, что степень испарения топлива перед фронтным устройством зависит от времени нахождения топлива в газовом потоке перед фронтным устройством, а именно места и угла подачи топлива в газовый поток, и определяется следующим образом:

$$z = k_{КОЛ} \frac{L_{КОЛ}}{C_{Гсм}} \left(\frac{m_{ТОП} T_{ТОП} C_{pТОП} + m_\Gamma T_\Gamma C_{p\Gamma}}{m_{ТОП} + m_\Gamma} \right), \quad (2)$$

где $k_{КОЛ}$ – безразмерный коэффициент, не позволяющий значению z выйти за 1;

$L_{КОЛ}$ – расстояние от стабилизатора пламени до места подачи топлива в газовый поток;

$C_{Гсм}$ – скорость газового потока за камерой смешения непосредственно перед коллекторным устройством;

$m_{ТОП}$ – масса поданного в газовый поток топлива;

$T_{ТОП}$ – температура поданного в газовый поток топлива;

$C_{pТОП}$ – теплоёмкость поданного в газовый поток топлива;

m_Γ – масса газа, в поток которого было подано топливо;

T_Γ – температура газа, в поток которого было подано топливо;

$C_{p\Gamma}$ – теплоёмкость газа, в поток которого было подано топливо.

Для обеспечения $g_{TT} = 1$, согласно теоретическим и экспериментальным исследованиям [16; 18], необходимо изменять угол подачи топлива в газовый поток $Y_{КОЛ}$ согласно зависимости

$$Y_{КОЛ} = 90^\circ - 5^\circ L_{КОЛ} \cdot \quad (3)$$

Схема коллекторного устройства форсажной камеры сгорания представлена на рис. 2 (h – струйка тока газового потока, участвующая в организации циркуляционной зоны газового потока; $Y_{КОЛ}$ – угол впрыска топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени; $L_{КОЛ}$ – место подачи топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени; m – характерный размер уголкового стабилизатора пламени форсажной камеры сгорания).

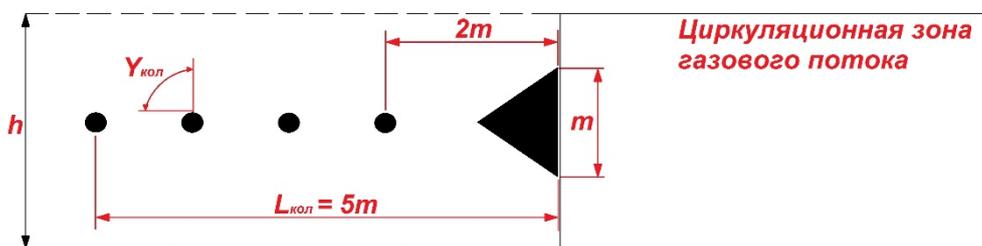


Рис. 2. Схема коллекторного устройства форсажной камеры сгорания

Проведены численные исследования рабочего процесса в форсажной камере сгорания при различных режимах работы двигателя от «Минимального форсажа» до «Полного форсажа», характеризующиеся изменением количества форсажного топлива, при учёте влияния факторов внешней среды: изменение температуры, скорости и расхода газового потока на входе в ФКС. На рис. 3 приведены полученные характеристики изменения коэффициента полноты сгорания топлива по тракту форсажной камеры сгорания (X – относительная длина ФКС от стабилизатора пламени до сечения на выходе из неё; $KУ С ГТД$ – коллекторное устройство серийного газотурбинного двигателя (АЛ-31Ф); $KУ АСПТ$ – коллекторное устройство с адаптивной подачей топлива).

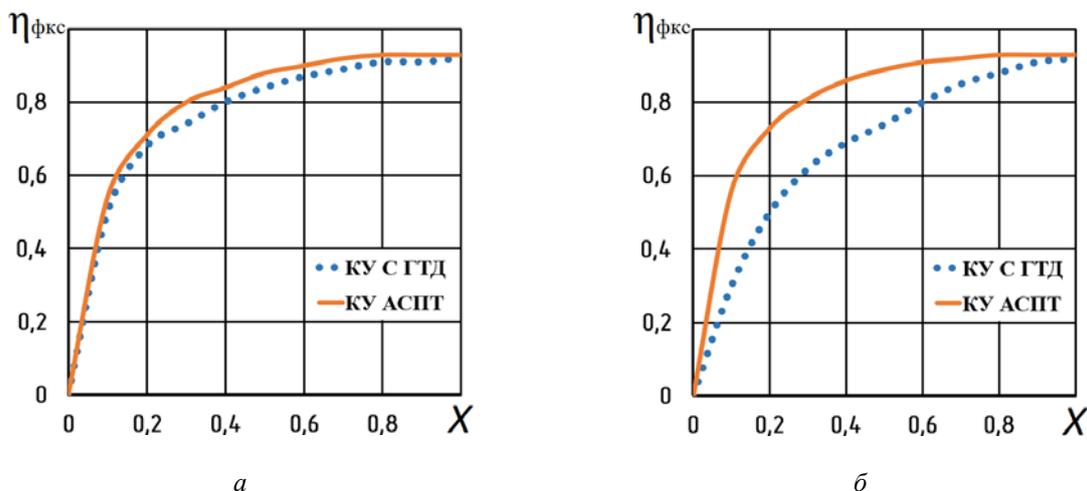


Рис. 3. Зависимость коэффициента полноты сгорания топлива по тракту форсажной камеры сгорания:

а – режим «Минимальный форсаж», $T_{см}^* = 950 \text{ К}$; б – режим «Минимальный форсаж», $T_{см}^* = 750 \text{ К}$

Как видно из графиков, коллекторное устройство с адаптивной подачей топлива обеспечивает достижение высокого значения коэффициента полноты сгорания в циркуляционной зоне газового потока $\eta_{\text{фкс из}} = 0,85$ (на расстоянии до 0,4 относительной длины форсажной камеры сгорания от стабилизатора пламени). Достижение требуемого значения коэффициента полноты сгорания топлива в сечении на выходе из форсажной камеры сгорания $\eta_{\text{фкс из}} = 0,95$ в ФКС с коллекторным устройством с адаптивной подачей топлива происходит на расстоянии 0,7 относительной длины ФКС от стабилизатора пламени во всем эксплуатационном диапазоне с учётом влияния факторов внешней среды. Таким образом, можно утверждать, что при корректировке места подачи топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени длину форсажной камеры сгорания можно сократить не менее чем на 30% относительно серийного образца ГТД, и это позволит снизить её массу и габаритные размеры.

Новые типы коллекторных устройств

Обоснованы и разработаны новые типы коллекторных устройств, позволяющие организовать рабочий процесс в форсажной камере сгорания с заданным уровнем эффективности, обеспечивающим коэффициент полноты сгорания топлива в циркуляционной зоне газового потока $\eta_{\text{фкс из}} = 0,85$ и коэффициент полноты сгорания топлива на выходе из ФКС $\eta_{\text{фкс}} = 0,95$ во всём эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полёта с учётом влияния факторов внешней среды. Разработанные коллекторные устройства целесообразно отнести к многоколлекторному типу коллекторных устройств.

Таким образом, классификация многоколлекторных устройств включает в себя:

- коллекторное устройство с включением всех коллекторов (на режиме работы двигателя «Полный форсаж», используется на серийных газотурбинных двигателях);
- коллекторное устройство с адаптивной подачей топлива;
- коллекторное устройство с регулируемым положением топливных коллекторов.

На рис. 4 приведены возможные варианты конструктивных схем коллекторных устройств с возможностью управления местом подачи топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени.

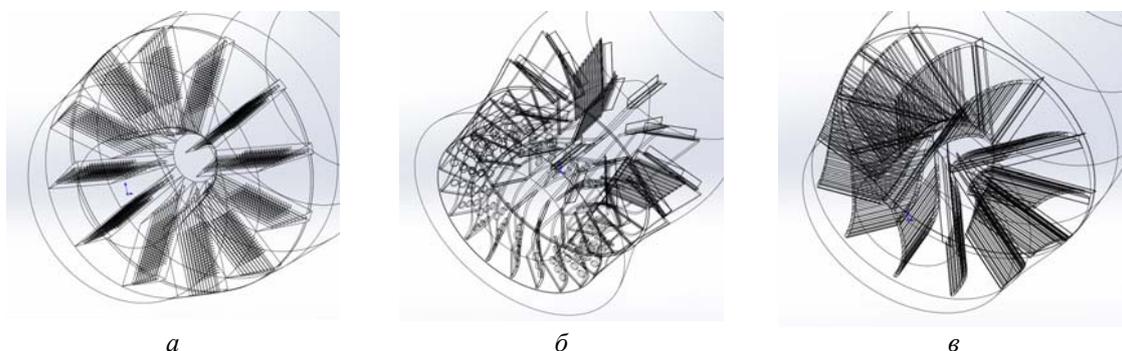


Рис. 4. Конструктивные схемы коллекторных устройств с возможностью управления местом подачи топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени:
 а – коллекторное устройство ТИП-1; б – коллекторное устройство ТИП-2;
 в – коллекторное устройство ТИП-3

Коллекторное устройство с адаптивной подачей топлива представляет собой ряд последовательно расположенных коллекторов на расстоянии, рассчитанном для соответствующей форсажной камеры сгорания, равном одному характерному размеру m . При этом на режиме «Полный форсаж», характеризующемся максимальной подачей топлива в форсажную камеру сгорания, все топливные коллекторы одновременно не используются, как это происходит в серийных образцах газотурбинных двигателей с ФКС. Несколько коллекторов находятся в дежурном положении, позволяя системе управления подачей топлива изменять коллекторы, из которых происходит подача топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени, и тем самым обеспечивать изменение положения места подачи топлива при неизменном значении величины подаваемого топлива.

Достоинством данного коллекторного устройства является простота исполнения конструкции и системы автоматического управления подачей топлива.

К его недостатку можно отнести ступенчатое изменение положения места подачи топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени, что приведёт к необходимости создания значительного количества дежурных коллекторов с целью обеспечения плавности корректировки места и угла подачи топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени.

Коллекторное устройство с регулируемым положением топливных коллекторов представляет систему управления топливным коллектором, при которой количество топливных коллекторов соответствует количеству топливных коллекторов на серийных образцах газотурбинных двигателей с форсажной камерой сгорания, но имеет механизацию, позволяющую изменять положение коллекторов и угол впрыска топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени.

Достоинством данного коллекторного устройства является возможность плавной корректировки места и угла подачи топлива в газовый поток перед стабилизатором пламени, обеспечивая управление с большой точностью по сравнению с коллекторным устройством с адаптивной подачей топлива.

К его недостатку можно отнести сложность конструктивного исполнения коллекторного устройства и системы управления коллекторным устройством с регулируемым положением топливных коллекторов.

Заключение

Новые коллекторные устройства (с адаптивной подачей топлива и с регулируемым положением топливных коллекторов) обеспечивают заданный уровень эффективности (коэффициент полноты сгорания в циркуляционной зоне газового потока $\eta_{фкс\ из} = 0,85$ и коэффициент полноты сгорания топлива на выходе из форсажной камеры сгорания $\eta_{фкс} = 0,95$ во всём эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полёта с учётом влияния факторов внешней среды).

Создание форсажной камеры сгорания с заданным уровнем эффективности позволит улучшить её массогабаритные характеристики и всего газотурбинного двигателя и снять ограничения включения и выключения форсированных режимов работы двигателя в соответствующем диапазоне высот и скоростей полёта.

Библиографический список

1. Пахольченко А.А., Черкасов А.Н., Алексеев А.А., Корень Г.П., Москаев В.А. Теория авиационных двигателей: функциональные элементы серийных силовых установок: учебное пособие. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2015. 231 с.
2. Сиротин Н.Н., Новиков А.С., Панкин А.Г., Сиротин А.Н. Основы конструирования, производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS технологий: в 3 кн. М.: Наука, 2011.
3. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с.
4. Нечаев Ю.Н., Фёдоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 1. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н.Е. Жуковского, 2006. 365 с.
5. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигательных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 2004. 424 с.
6. Кудрявцев А.В., Медведев В.В. Форсажные камеры и камеры сгорания ПВРД. Инженерные методики расчёта характеристик. М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 2013. 113 с.
7. Скубачевский Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчёт деталей. М.: Машиностроение, 1981. 550 с.
8. Евдокимов А.И., Коцюбинский С.В., Фролов В.Б., Горский А.Н., Титов Д.В. Конструкция и прочность авиадвигателей. М.: Военно-воздушная инженерная академия имени Н.Е. Жуковского, 2007. 339 с.
9. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: конструкция, моделирование процессов и расчёт: учебное пособие. Казань: Казанский государственный технический университет, 2004. 219 с.
10. Нечаев Ю.Н., Кобельков В.Н., Полев А.С. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолётов. М.: Машиностроение, 1988. 175 с.
11. Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1984. 280 с.
12. Кулагин В.В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2002. 616 с.
13. Waltrup P.J., White M.E., Zarlingo F., Gravlin E.S. History of U.S. Navy Ramjet, Scramjet, and Mixed-Cycle Propulsion Development // Journal of Propulsion and Power. 2002. V. 18, Iss. 1. P. 14-27. DOI: 10.2514/2.5928
14. Goynes C.P., Hall C.D., O'Brian W.F., Schetz J.A. The Hy-V Scramjet Flight Experiment // 14th AIAA/ASME Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 2006. DOI: 10.2514/6.2006-7901
15. Кудинов В.А., Карташов Э.М., Стефанюк Е.В. Теоретическая термодинамика и теплопередача: учебник для бакалавров. М.: Юрайт, 2011. 560 с.
16. Абрамович Г.Н. Теория турбулентных струй. Репринтное воспроизведение издания 1960 г. М.: ЭКОЛИТ, 2011. 720 с.
17. Грасько Т.В., Маяцкий С.А. Методика анализа процессов горения в регулируемой основной камере сгорания перспективного газотурбинного двигателя численными методами // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2014. Т. 18, № 3 (64). С. 23-29.
18. Жуков Н.П. Гидрогазодинамика: учебное пособие. Тамбов: Тамбовский государственный технический университет, 2011. 92 с.

DEVELOPMENT OF A NEW COLLECTOR DEVICE FOR GAS TURBINE ENGINE AFTERBURNER

© 2017

- D. N. Teslya** Adjunct of the Department of Aircraft Engines; Captain;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
patmi@rambler.ru
- S. A. Mayatsky** Head of Department 7, Colonel;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
mslo@yandex.ru
- T. V. Grasko** Senior Lecturer of the Department of Aircraft Engines, Lt. Colonel;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after
Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation;
grasko83@mail.ru

The paper presents an analysis of the peculiarities of operation of gas-turbine engines with an afterburner. The main shortcomings of the existing afterburners are described. The structural design of afterburners is analyzed. It is shown that the existing afterburners do not provide efficient control of the working process throughout the operational range of heights and speeds of flight. Methods of calculating the parameters of the working process organization in the afterburners are specified. The necessity to control the place and the angle of supply of fuel upstream of the flame stabilizer is proved. New operating factors are proposed for the system of automatic control of the afterburner. The use of new structural designs of collector devices incorporated in the afterburner is justified. These devices allow efficient control of the organization of the working process in them throughout the operational range of heights and speeds of flight. The classification of afterburners is specified and the advantages of gas-turbine engines incorporating afterburners with adaptive fuel supply collector devices are justified.

Gas turbine engine; afterburner combustion chamber; collector devices; organization of working process.

Citation: Teslya D.N., Mayatsky S.A., Grasko T.V. Development of a new collector device for gas turbine engine afterburner. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 51-59.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-51-59

References

1. Pakhol'chenko A.A., Cherkasov A.N., Alekseev A.A., Koren' G.P., Moskaev V.A. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley: Funktsional'nye element seriynykh silovykh ustanovok: uchebnoe posobie* [Theory of aircraft engines: functional units of production power plants: Tutorial]. Voronezh: Voenno-vozdushnaya Akademiya Publ., 2015. 231 p.
2. Sirotin N.N., Novikov A.S., Pankin A.G., Sirotin A.N. *Osnovy konstruirovaniya, proizvodstva i ekspluatatsii aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok v sisteme CALS tekhnologiy: v 3 kn.* [Fundamentals of design, manufacture and operation of aircraft gas turbine engines and power plants in the system of CALS technologies: in 3 books.] Moscow: Nauka Publ., 2011.
3. Lefebvre A.H. *Gas Turbine Combustion*. Hemisphere Pub. Corp., 1983. 531 p.
4. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley*. Ch. 1 [Theory of aircraft engines. Textbook for higher educational institutions of the Air Force]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 2006. 365 p.
5. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *Raboty vedushchikh aviadvigatel'nykh kompaniy po sozdaniyu perspektivnykh aviatsionnykh dvigateley (analiticheskiy obzor)* [Works of

the leading aircraft engine companies on creating advanced aircraft engines: analytical review]. Moscow: Central Institute of Aviation Motors Publ., 2004. 424 p.

6. Kudryavtsev A.V., Medvedev V.V. *Forsazhnye kamery i kamery sgoraniya PVRD. Inzhenernye metodiki rascheta kharakteristik* [Ramjet engine afterburners and combustion chambers. Engineering practices of performance calculation]. Moscow: Central Institute of Aviation Motors Publ., 2013. 113 p.

7. Skubachevskiy G.S. *Aviatsionnye gazoturbinnnye dvigateli. Konstruktsiya i raschet detaley* [Aircraft gas turbine engines. Design and calculation of the parts]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 550 p.

8. Evdokimov A.I., Kotsyubinskiy S.V., Frolov V.B., Gorskiy A.N., Titov D.V. *Konstruktsiya i prochnost' aviadvigateley* [Aircraft engine design and strength]. Moscow: Voenno-vozdushnaya Inzhenernaya Akademiya imeni N.E. Zhukovskogo Publ., 2007. 339 p.

9. Mingazov B.G. *Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley: konstruktsiya, modelirovanie protsessov i raschet: uchebnoe posobie* [Combustion chambers of gas turbine engines. Design, simulation and calculation: Tutorial]. Kazan: Kazan National Research Technical University Publ., 2006. 219 p.

10. Nechaev Yu.N., Kobel'kov V.N., Polev A.S. *Aviatsionnye turboreaktivnye dvigateli s izmenyaemym rabochim protsessom dlya mnogorezhimnykh samoletov* [Variable-cycle aviation turbojets for multi-mode aircraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1988. 175 p.

11. Pchelkin Yu.M. *Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley* [Combustion chambers of gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. 280 p.

12. Kulagin V.V. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Theory, calculation and design of aviation engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2002. 616 p.

13. Waltrup P.J., White M.E., Zarlingo F., Gravlin E.S. History of U.S. Navy Ramjet, Scramjet, and Mixed-Cycle Propulsion Development. *Journal of Propulsion and Power*. 2002. V. 18, Iss. 1. P. 14-27. DOI: 10.2514/2.5928

14. Goyne C.P., Hall C.D., O'Brian W.F., Schetz J.A. The Hy-V Scramjet Flight Experiment. *14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*. 2006. DOI: 10.2514/6.2006-7901

15. Kudinov V.A., Kartashov E.M., Stefanyuk E.V. *Teoreticheskaya termodinamika i teploperedacha: uchebnyk dlya bakalavrov* [Theoretical thermodynamics and heat transfer]. Moscow: Yurayt Publ., 2011. 560 p.

16. Abramovich G.N. *Teoriya turbulentnykh struy. Reprintnoe vosproizvedenie izdaniya 1960 g.* [Theory of turbulent flows. Reprint of the 1960 edition]. Moscow: EKOLIT Publ., 2011. 720 p.

17. Gras'ko T.V., Mayatskiy S.A. Numerical technique for projected gas turbine engine's main chamber combustion analysis. *Vestnik UGATU*. 2014. V. 18, no. 3 (64). P. 23-29. (In Russ.)

18. Zhukov N.P. *Gidrogazodinamika: uchebnoe posobie* [Flow dynamics. Manual]. Tambov: Tambov State Technical University Publ., 2011. 92 p.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ БУДУЩЕЕ РОССИИ: ВЫЗОВ «ТРЕТЬЕЙ ПРИРОДЫ»

© 2017

Д. В. Горбунов кандидат экономических наук, заведующий кафедрой инновационного менеджмента;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
gorbunovdv@economy.samregion.ru

А. Ю. Нестеров доктор философских наук, доцент, заведующий кафедрой философии;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
phil@ssau.ru

Обсуждается технологическое развитие России в свете задач, поставленных Национальной технологической инициативой. Предметом обсуждения и анализа является логика развития инновационной экосистемы Российской Федерации, проблема предвосхищения мировых тенденций технико-экономического развития и глобальный вопрос об основаниях для принятия государственных решений в сферах науки, экономики и образования. Показывается, что решение задачи развития технологической инновационной экосистемы требует привлечения не только управленцев и специалистов по инженерному развитию, но и философов, социологов, историков. Цель статьи заключается в том, чтобы показать неизбежную в условиях взрывного технологического роста трансформацию технико-экономического баланса социума, выделить и проанализировать базисные этапы этой трансформации, их философские основания и основные черты. Вопрос о развитии технологической инновационной экосистемы в общефилософском ключе формулируется как проблема построения онтологий, влекущих существенные трансформации технологического, экономического и социального характера. Пробное решение проблемы формулируется в виде схемы из восьми этапов развития – от модели «Воронка» к модели «Грааль» – и представляет собой дедуктивное построение, открытое для процедур верификации и фальсификации. Проверка и апробация сформулированного в статье решения проблемы развития технико-экономического баланса требует участия широкого круга специалистов социогуманитарного, технического и естественно-научного профиля. Актуальное состояние техники и экономики в мировом масштабе характеризуется как переход от технологий «второй природы» к технологиям «третьей природы». Демонстрируется последовательная модель управления технико-экономическим балансом, преодолевающая действующую модель, описываемую формулой Стивенса-Берли. Подчёркивается роль и проблема человека в условиях технологий второй и третьей природы, формулируются проблемы определения содержания образовательной и воспитательной деятельности в отношении тех поколений, которые будут жить в новой технико-экономической среде.

Национальная технологическая инициатива; инновационное развитие; управление инновациями; проблема будущего; управление технико-экономическим балансом; третья природа; сингулярность; проблема человека; управление идеологиями.

Цитирование: Горбунов Д.В., Нестеров А.Ю. Технологическое будущее России: вызов «третьей природы» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 60-71. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-60-71

Введение

В.В. Путин, выступая на заседании наблюдательного совета Агентства стратегических инициатив, сказал: «Главное – создавать среду, возможности и условия для позитивных изменений в регионах России, объединять всех, кто готов участвовать в раз-

работке и реализации планов развития, обмениваться опытом»¹. Сформулированная Президентом Российской Федерации цель определяет деятельность Национальной технологической инициативы, в том числе и в рамках задачи формирования логики развития инновационной экосистемы Российской Федерации, предвосхищающей мировые тенденции технико-технологического развития и способной служить основанием для принятия государственных решений в сферах науки, экономики и образования². В феврале 2017 года Министерство экономического развития, инвестиций и торговли Самарской области организовало серию семинаров с профессорско-преподавательским составом Самарского университета, посвящённых этой задаче. Развернувшаяся дискуссия показала, что масштаб задачи, формы её решения, целевые показатели и ожидаемые конкретные результаты требуют широкого участия не только специалистов по инновационной экономике и управленцев инженерных отраслей, но и профессиональных философов, социологов, историков.

Проблема развития как вопрос о будущем – это предмет философского знания, проблема учёта воздействия технологий на состояние социума – предмет социологии. Проблема собственно технологического развития не может быть решена без привлечения историков техники и науки. Наряду со специалистами естественно-научного и инженерно-технического профиля, способными продемонстрировать горизонты и конкретные ступени инновационного развития, к дискуссии оказались привлечены специалисты гуманитарного профиля, способные показать историю, границы интерпретации и метафизические перспективы используемых понятий и концептов.

Настоящей статьёй мы приглашаем профессионалов всех отраслей знания к дискуссии о будущем России, её технологическом развитии, построении управленческих моделей технико-экономического баланса, о роли и статусе человека в условиях принципиально нового отношения к себе и к природе, вызываемого к жизни техникой «третьей природы». Подобного рода дискуссии уже более 10 лет идут в англо- и немецкоязычном пространстве. В русскоговорящем мире за пределами отдельных конференций и сборников статей или частных публикаций широкое обсуждение отсутствует. Надеемся, что масштаб поставленной Национальной технологической инициативой задачи, нетривиальность путей её решения, включая практическое требование конвергенции максимально возможного числа позитивных форм знания, привлекут широкий спектр специалистов и позволят создать площадку обсуждения и реализации технологического будущего России.

Предпосылки и философские аспекты технико-технологического развития

Деятельность человека и человеческих сообществ определяется целеполаганием. Когда человек что-то делает, он исполняет программу, заданную целевой причиной, *causa finalis*. Исполнение целей – это развитие, понимаемое как движение от прошлого к будущему или от простого к сложному.

Вопрос о будущем – это вопрос о целях человеческой деятельности, структуре и ресурсах индивидуального или коллективного субъекта, способного эти цели осуществить, об этапах осуществления. Наивные, бытовые представления о будущем как о некоем обладающем собственной размерностью пространстве, в которое индивидуальный человек вступает по мере биологического старения, а социум – по мере пережитых «циклов развития», являются предметом критики, начиная с Августина. Человечество

¹ Заседание наблюдательного совета Агентства стратегических инициатив.
<http://kremlin.ru/events/president/news/55132>

² Дмитрий Песков (АСИ) предложил использовать модель «российской ракеты» вместо «инновационной воронки».
26.12.2016. <http://asi.ru/news/62789/>

не обладает языком, который был бы в состоянии обозначать будущее: высказывание «завтра взойдёт солнце», которое приводит в пример каждое новое поколение философов, не указывает ни на какое положение вещей, потому что никакого «завтра» как наблюдаемого объекта или фиксируемого органами чувств положения вещей не существует.

Будущее – это система целей, выражающаяся в художественных образах, логических моделях, социальных программах развития и т.п. Будущее не существует, не возникает и не исчезает само по себе, безотносительно к субъектам, которыми оно создаётся. Будущее в каждый момент времени задано и определено конкретным индивидуальным или коллективным субъектом, выполняющим функцию автора этого будущего [1]. Пример построения модели будущего в научном познании заключается в практическом решении проблемы индукции, и именно этот пример является определяющим для научного моделирования будущего, активно реализуемого в последнее десятилетие в США, Европе и России.

Как осуществляется на практике решение проблемы индукции, как строится модель будущего в научном познании? Наука есть соединение чувственного восприятия и логического анализа, следовательно, любое рассуждение, не верифицируемое на наблюдаемых объектах, не является научным. Кроме того, никакое чувственное восприятие не содержит в себе механизмов индуктивного обобщения, которые позволяли бы строить теории в виде статистических рядов и предсказывать на их основании новые элементы ряда. На эту тему написаны тысячи работ от Д. Юма до К.Р. Поппера [2]. Вполне очевидно, что в практике реальной науки проблема индукции, и тем самым проблема будущего, решается весьма просто. Всякий раз, когда обобщается ряд чувственных данных, используется некоторая теория. А всякая теория как созерцание является продуктом рефлексии, то есть продуктом самопознания человека, и содержит некоторую онтологию, то есть набор явно или неявно сформулированных предпосылок, аксиом или постулатов. Именно онтология позволяет построить ряд из наблюдений, показать историю и будущее этого ряда; именно онтология позволяет использовать статистические данные для прогноза; именно онтология выражается в естественном языке концепциями прогресса как движения от простого к сложному или развитием во времени от прошлого к будущему. «Время» в смысле будущего или прошлого – это продукт онтологий.

Что является основополагающим для построения онтологии? Это один из фундаментальных и на настоящий момент открытых вопросов философии. Известно, что онтологии задаются естественными языками, математикой, формами верификации и фальсификации предложений на известных языках, структурой рефлексии и её содержанием, реализованным в формах социальной коммуникации. Научный прогресс в том виде, в каком он действительно осуществляется реальной наукой, определён методом измерительного эксперимента Г. Галилея, а именно такой ситуацией, когда в рамках той или иной онтологии формулируется предложение или набор предложений, истинность или ложность которых выясняется в диалоге с природой, *interrogare naturam* [3]. На положительных ответах, полученных в рамках этого метода, и строится здание науки.

Термины, в которых будущее фиксируется философскими дисциплинами, – это «онтология», «реальная наука» и «метафизика». Под «онтологией» понимается набор предпосылок, описывающих сумму правил, по которым строится действительность. Под реальной наукой – следствия применения этих предпосылок к фиксируемой органами чувств или приборными ситуациями действительности, включая наблюдение и результаты измерительных экспериментов. Под метафизикой – те следствия, которые вытекают из принятой и научно подтверждённой онтологии, но в силу тех или иных

причин не могут быть зафиксированы органами чувств или существующими приборами [4]. После Э. Маха метафизика выражает себя в так называемых «мысленных экспериментах» [5].

Сложность проблемы будущего, сформулированной для социальных процессов, – это сложность фиксации в терминах того или иного языка рефлексивных процессов, осуществляемых коллективным субъектом. «Цель», «причина», «будущее», «развитие» – это термины естественного языка, значение которых определяется человеческой деятельностью. Задача философии во всякий момент времени – прояснять конкретное значение этих терминов на фоне всех доступных онтологий, выявлять конкретное содержание стоящих за ними понятий, отсекая иллюзии.

Будущее возникает как продукт технической рефлексии. Онтологии, на которых строится возможность технического действия, задают модели технико-экономического баланса, определяющие конкретный набор правил социального взаимодействия. Проследим восемь таких моделей, фиксирующих переход от «второй природы» к «третьей природе» и покажем ключевые оппозиции и вопросы, требующие внимания.

Технологии «третьей природы»

Можно без преувеличения утверждать, что целевая деятельность человека – это техническая деятельность или техника. П.К. Энгельмейер писал, что всякое целевое обращение человека наружу есть техника [6]. В чём заключается цель технической деятельности? В удовлетворении нужд, потребностей и желаний человека.

Фундаментальной проблемой философской рефлексии является внятное определение собственно «нужд», «потребностей» и «желаний». Техническое действие, по сути, заключается в создании нового, того, что не существовало до акта его изобретения, некоторым образом исполняющего цель человека. Цель – это образ действительности, создаваемый человеком в акте самопознания и подразумевающий снятие ощущаемой им неполноты того или иного рода. Поясним это рассуждение.

Понятие «потребность» может быть определено через представление о неполноте или неопределённости в логике и теории познания. «Потребность» – это вербальное имя логической переменной, где само понятие переменной фиксирует «знание о незнании» – в эпистемологическом смысле или «возможность» – в онтологическом смысле. Зафиксировать некоторую потребность – значит сравнить или сопоставить в акте рефлексии две и более системы или состояния одной и той же системы в разные периоды времени, например, состояния сытости и голода. При наложении этих систем возникает фиксируемая бытовым словом «потребность» неполнота, требующая дополнительной – рефлексивной и технической – деятельности.

Типы потребностей определяются структурой человеческого сознания и деятельности. Наиболее простая типология связана с использованием классического трёхкомпонентного представления о сознании в западной философии: чувственного восприятия, фиксирующего физический мир; рассудка, фиксирующего те или иные наборы естественных и математических языков, и разума, фиксирующего структуры самопознания. Соответственно можно утверждать наличие неполноты и неопределённости относительно физической реальности (физические потребности), относительно рассудка (интеллектуальные потребности) и относительно разума (духовные потребности). Это базисные типы индивидуальных человеческих потребностей. Коллективные субъекты (социумы, нации, государства и т.п.) формируют собственные потребности в зависимости от своей структуры.

К удовлетворению потребностей человек стремится, фиксируя возможность их исполнения сначала сугубо художественными средствами, а затем технически – путём изобретения. Исполнение, осуществление, реализация, воплощение – это термины,

фиксирующие процесс технического изобретения и включения его в структуры деятельности. Собственно техническое исполнение заключается в том, что форма проективной рефлексии, то есть способ решения проблемы или удовлетворения базовой потребности, выражает себя не только в невербализуемых образах фантазии, не только в предметах языка, но и в искусственных артефактах, новых объектах, занятых исполнением задач в сферах чувственного восприятия, рассудка и разума.

Технический объект как пространственная или временная форма, исполняющая задачи, определённые человеческими целями, – это минимальная единица технического развития, на фоне и по отношению к которой фиксируется онтология техники. На первом шаге техника оказывается удовлетворением физической потребности: технический объект возникает как артефакт, новый созданный человеком предмет, в сфере физической действительности. Таковы все объекты в пространстве и времени: от колеса до многокомпонентного лекарства или атомной электростанции. На втором шаге техника разворачивается как удовлетворение интеллектуальной потребности: технический объект возникает как артефакт в сфере рассудка. Таковы новые предметы в сфере рассудка, в действительном мире реализованные с рождением кибернетики: автоматизированные системы исчисления, осуществляющие интеллектуальный труд. На третьем шаге техника демонстрирует свои возможности в удовлетворении духовной потребности: технические объекты как артефакты в сфере разума. Таковы проектируемые новые предметы трансгуманистического характера: аватар-технологии, гибридные сети, редакторы генома и т.п. [7].

В условиях первой природы техника была удовлетворением физических потребностей человека. Оппозиция искусственного и естественного подразумевала, что сфера искусственного постепенно замещает естественную среду: формы человеческой жизни определялись научным познанием как выявлением законов природы и применением научного знания для реорганизации среды обитания. К середине XX века оппозиция естественной природы и искусственной среды, выстраиваемой человеком за счёт научно-технического прогресса в целях улучшения качества своей жизни, была разработана в деталях.

В условиях второй природы человек рождается и живёт в искусственной среде, где физические потребности уже удовлетворены. Техника создаёт артефакты в сфере рассудка, перемещая оппозицию естественного и искусственного вовнутрь самого человека, реорганизуя не столько внешнюю среду обитания, сколько навыки принятия решений, процедуры получения, обработки и передачи информации. Во втором десятилетии XXI века можно констатировать, что на оппозицию искусственной среды и естественного природного окружения накладывается оппозиция между искусственным первого порядка, затрагивающим только физические объекты, и искусственным второго порядка, затрагивающим процессы рассудочной обработки информации.

В условиях третьей природы возникают искусственные объекты третьего порядка, удовлетворяющие духовные потребности человека, то есть снимающие неполноту и неопределённость в сфере рефлексии, самопознания и воображения. В прогнозах развития техники и технологий, опирающихся на кривую Снукса-Панова [8], на закон Мура, эта ситуация фиксируется термином В. Винджа «технологическая сингулярность» [9]. Теоретики сингулярности обращают внимание на то, что созданные человеком интеллектуальные системы будут развиваться быстрее человека, так что человек перестанет быть флагом некоей объективной эволюции, передав эту задачу машине.

Техническое развитие в условиях первой и второй природы существенно повлияло на конкретные формы осуществления семантики в сферах рассудка и восприятия, однако не затронуло базисные схемы осуществления референции. Именно о возможных трансформациях этих схем и идёт речь в условиях третьей природы.

Модели управления технико-экономическим балансом

Техника не является единственным видом целесообразной деятельности человека. Техника создаёт новое, материализуя идеи, её подлинной исходной формой осуществления является изобретение. Однако тиражирование изобретения в массовом производстве, обеспечение спроса и регулирование предложения и т.п. не являются в собственном смысле слова техникой.

Техника оказывается переплетена с экономикой так, что процесс технического исполнения, удовлетворяющий тот или иной тип потребности, регулируется не столько внутритехническими отношениями, сколько экономическими или в целом социальными взаимодействиями.

Технико-экономический баланс – это соотношение техники как изобретения и рынка как среды, в которой то или иное изобретение достигает конечного потребителя, удовлетворяя его потребности. Это соотношение зависит, с одной стороны, от уровня развития техники, то есть от типа «природы» в оппозиции искусственных артефактов и естественного фона, с другой стороны – от преобладающего в социуме типа потребностей, определяющих производство тех или иных артефактов в конкретные исторические периоды. Управление технико-экономическим балансом – это воздействие глобального субъекта (государства, транснациональной корпорации) на взаимодействие техники и рынка в соответствии с заданными целями.

Технико-экономический баланс в последние десятилетия активно исследуется историками техники и философами техники. Одним из удачных концептов для определения глобальных целей управления является предложенная А.П. Назаретяном модель «технико-гуманитарного баланса» [10]. Высокие уровни овладения материей, достигаемые в тех или иных изобретениях, приводят к исчезновению социума, если в нём преобладают не коррелирующие с этим уровнем потребности. И наоборот, попытка технического удовлетворения духовных и интеллектуальных потребностей наталкивается на низкий уровень овладения материей, дезавуируя модели технического прогресса. Соответственно управление технико-экономическим балансом на глобальном уровне лавирует между границами, выраженными в возможности технического самоуничтожения человеческой цивилизации, – с одной стороны, и тотальной деградации, вызванной отказом от техники как таковой, – с другой стороны.

В условиях второй природы рынок связывает изобретение в виде оформленной на фоне имеющегося знания «идеи» и потребность конечного потребителя изобретения, встраивающего его в свою жизнедеятельность, снимающего за счёт него имеющуюся в ней неполноту или неопределённость. Знания, способные удовлетворить ту или иную потребность, в пространстве рыночной экономики функционируют в виде бизнес-идей, ищущих выхода к потребителю.

На фоне традиционного для экономической теории конфликта между стремлением индивида к прибыли и социальной задачей удовлетворения потребностей каждого человека проблема управления технико-экономическим балансом формулируется как проблема регулирования инновационной экономики в обществе знаний, обеспечивающего вывод на рынок значимой бизнес-идеи.

Ситуация в технике настоящего времени характеризуется как переход от второй природы к третьей. Техническое развитие позволяет удовлетворять не только физические и интеллектуальные, но и духовные потребности индивида. Однако экономика, рынок, вся совокупность отношений субъектов внутри социума пока не в состоянии реализовать такое взаимодействие потребителя и изобретателя, которое обеспечивало бы непосредственное удовлетворение потребности для первого и применение, тиражирование изобретения для второго. Выход изобретения на рынок сейчас осуществляется как минимум в семь этапов: оформленная идея – бизнес-модель – проект – опытный

образец – промышленный образец – мелкая серия – выход на рынок. Эти этапы подразумевают семь отличных друг от друга сред в инновационной экосистеме, субъектами которых являются: патентоведы (журналы) – бизнес-акселераторы (катализаторы) – бизнес-ангелы – бизнес-инкубаторы – технопарки – индустриальные парки.

Фактически это означает, что для реального удовлетворения одной потребности средствами рыночной экономики необходимо три тысячи идей и изобретений. Это известная формула Г. Стивенса и Дж. Берли [11], отображаемая в модели технико-экономического баланса «Воронка». Необходимы три тысячи сырых идей, чтобы возникло триста бизнес-моделей, из которых будет сформировано сто двадцать пять проектов, способных выдать девять опытных образцов. Последние приведут к четырём промышленным образцам, два из них выйдут на рынок и смогут удовлетворить лишь одну потребность.

Объект управления в этой модели – инновационный предприниматель, являющийся посредником между спросом и предложением. Задача управления заключается в создании благоприятной инновационной среды, формировании сообщества, осуществляющего фильтрацию идей. Фундаментальная проблема этой модели управления заключается в отсутствии механизмов работы с идеями, проектами и образцами, не дошедшими до потребителя.

Актуальная цель управления технико-экономическим балансом заключается в организации такой системы управления изобретениями, в создании такого типа экономики, в котором всякое техническое изобретение находило бы своего конечного потребителя, а всякая потребность удовлетворялась бы тем или иным артефактом. В России она сформулирована в рамках Национальной технологической инициативы и озвучена Д. Песковым. Проблема, которая должна быть решена в ближайшем будущем, заключается в построении инновационной экосистемы для технических объектов третьей природы, существенно влияющих как на социум в целом, так и на каждого отдельного индивида.

Решение сформулированной проблемы заключается на первом шаге в осуществлении метафизики онтологической модели «Воронка», описывающей текущее состояние технико-экономического баланса. На втором шаге – в построении новой онтологии, основанной на технологиях обработки больших данных и интеллектуальных систем принятия решений.

Первый шаг выражен в последовательном осуществлении моделей «Ракета», «Песочные часы» и «Рупор». Фокус управления технико-экономическим балансом смещается с инновационного предпринимателя, переходя на инновационную экосистему и на достижение синергетического эффекта от внедрённых инноваций. Реализуемые задачи заключаются в изменении реального соотношения изобретений и продуктов, удовлетворяющих потребности конечного потребителя, и в конечном итоге – в максимизации рыночной доступности изобретений. С нашей точки зрения, модель «Ракета» частично реализована в концепции предпринимательского университета, осуществляемой в настоящее время в рамках проекта повышения конкурентоспособности российских вузов. Согласно данной модели университеты третьего поколения действуют в рамках новой цели – подготовки предпринимателей – и представляют собой не наборы преподаваемых дисциплин, а совокупности научных тем в рамках трансдисциплинарных подходов, осуществляемые университетскими институтами как предпринимательскими – в научном и в финансовом смысле – подразделениями. Преимущество этой модели можно видеть в попытке интегрировать не вышедшие на рынок идеи в процесс формирования предпринимательской среды как набора регулируемых инновационных экосистем, ориентированных на максимизацию выживаемости проектов.

Модели технико-экономического баланса «*Песочные часы*» и «*Рупор*» требуют для своей реализации перехода к концепции университета 4.0, в которой субъекты управления техникой, задействованные в университетах, уже «не только обеспечивают работу сложнейшего оборудования, не только конструируют современную технику и машины, но, по сути, и формируют окружающую действительность»³, обладают реальными управленческими механизмами в сфере промышленности. Объектом управления становятся корпорации как потребители инновационных ресурсов, а затем – синергетический эффект от внедрения и распространения инноваций. Задачи управления определяются формированием корпоративных компетенций, позволяющих находить дополнительное применение инновационному продукту, создавать новые рынки, необходимостью объединения усилий ради получения синергетического эффекта в освоении рынка с максимально возможным инновационным продуктом. Модель университета 4.0, направленную, наряду с обучением, исследованием и коммерциализацией ноу-хау, на развитие территорий, можно видеть во многом в концепции университета Национальной технологической инициативы.

Возможности, заданные онтологией второй природы, на настоящий момент хорошо изучены. Те или иные конкретные решения в процессах управления технико-экономическим балансом на этой ступени развития могут быть верифицированы за счёт имеющихся баз знаний. Модели «*Песочные часы*» и «*Рупор*» нуждаются в анализе лучших образцов отечественной и мировой практики, однако не подразумевают коренных, онтологических преобразований в структуре взаимодействий между человеком, техникой и рынком.

Второй шаг в достижении актуальной цели управления технико-экономическим балансом обусловлен переходом от второй природы к третьей природе. С точки зрения развития техники – это переход от артефактов, удовлетворяющих физические и интеллектуальные потребности, к артефактам, удовлетворяющим духовные потребности. С точки зрения экономики – это разрушение рынка, опосредующего удовлетворение индивидуальной потребности тем или иным техническим изобретением.

Мы фиксируем эту ситуацию в модели «*Окно*». Она описывает пространство перехода, обусловленное использованием технологий обработки больших данных. «*Big Data*» позволит перейти к персонализированной разработке продукта, исключаящей многоуровневую структуру инновационной экосистемы современного рынка: индивидуальная потребность будет исполняться изготовленным в соответствии с этой потребностью артефактом. Объектом управления в этой модели технико-экономического баланса являются технологии обработки больших данных, а задачей управления – переход к персонализированной разработке продукта, то есть разрушение концепции рыночной экономики и «рынка» как такового.

В модели «*Окно*» впервые предметно возникают новые проблемы этики и аксиологии. Моделирование будущего, строящееся на онтологии первой и второй природы, в том или ином виде опирается на социальные конвенции, поддерживаемые тысячелетним опытом коммуникации в условиях рыночного обмена.

Следующая ситуация, модель «*Букет*», выражает онтологический скачок, подразумевающий, что вслед за разрушением рынка последует разрушение представления о «продукте», являющегося формой экономического, рыночного существования технических изобретений. Скачок связан с внедрением в управление технико-экономическим балансом искусственного интеллекта. За счёт технологий искусственного интеллекта создаётся вне рыночная экономическая среда, связывающая потребности и идеи. Объек-

³ Путин В.В. Речь на заседании Совета по науке и образованию от 23 июня 2014 года. <http://kremlin.ru/events/president/news/45962>

том управления становятся идеи, задачей – формирование благоприятной среды существования за счёт выбора наилучших идей.

В онтологии третьей природы функции экономики, то есть функции обеспечения материального обмена, берут на себя интеллектуальные технологии принятия решений, включающие обработку больших данных. Определяющим становится содержание идей – потребностей и изобретений, задействованных в этом обмене. Если в условиях производственных отношений первой и второй природы могло казаться, что формы трансляции и удовлетворения потребностей регулируют содержание потребностей, то в модели «Букет» и продолжающей её модели «Бабочка» объектом управления технико-экономическим балансом становятся идеи и люди, способные их формулировать, безотносительно к тем способам, которыми они могут быть транслированы и удовлетворены. Это коренное изменение в способах самопонимания человека и общества, которое в настоящий момент сложно продемонстрировать каким-либо примером. Именно это коренное изменение должно быть осмыслено и учтено до фактической реализации этих моделей, поскольку задачей управления здесь является определение сообщества людей, идеи которых благоприятно изменяют среду существования человечества.

Целевой результат управления технико-экономическим балансом в условиях третьей природы выражается моделью «Грааль», представляющей собой полное обращение текущей модели «Воронка». Всякое изобретение оказывается релевантным для каждого человека, распространяется на всех людей; каждая идея, открывшаяся одному человеку, оказывается способна удовлетворить потребность каждого представителя всего человечества. Фокус управления переходит со среды, регулирующей взаимодействие знаний (изобретений) и потребностей (желаний), на самого человека. Объектом управления является сам человек, задачей – применение каждой идеи индивидуума для благоприятного изменения человечества.

Управление человеческими ресурсами

«Техника», «экономика», «потребность», «управление» и т.д. – это термины, созданные человеком в целях понимания и упорядочивания своей собственной деятельности, улучшения среды обитания и качества жизни. Рассуждение о будущем, о развитии технологий или распространении «мировой силы техники» подразумевает анализ собственно человеческих состояний, трансформируемых в этом развитии и распространении.

Представление о человеке как о субъекте деятельности в самом простом варианте складывается из анализа физической, интеллектуальной и духовной деятельности, служащих удовлетворению соответствующих потребностей. Будущее – это всегда человеческое будущее, возникающее при трансформации или скачкообразной смене онтологий. Те качества человеческой личности, которые обеспечили переход от естественной первой природы ко второй природе и к настоящему моменту привели человечество на порог принципиально нового уровня освоения материи, принципиально нового уровня ответственности и принципиально новой глубины самопознания, являются продуктом культуры, воссоздаваемой для каждого поколения в практиках образования и воспитания. Онтологии, обеспечивающие будущее с точки зрения технико-экономического баланса, с точки зрения транслируемых в социуме кодов культуры, являются идеологиями, механизмами взросления и расширения горизонтов познаваемого.

Эгоизм и альтруизм на уровне индивидуального сознания, стремление к прибыли или к «счастью для всех» на уровне общественного сознания – два предельных основания деятельности. В условиях технологий первой природы они сталкивались в оппозиции капиталистического и социалистического способов организации производства. В условиях технологий второй природы в последние десятилетия возникли новые синте-

тические формы организации производственно-экономической деятельности, которые невозможно описать в терминах теорий XIX века и которые в настоящий момент являются предметом социологического и философского анализа. Технологии третьей природы, очевидно, потребуют существенной трансформации распределения эгоизма и альтруизма в пользу последнего. Как это будет происходить, в каких формах, как конкретно изменится структура субъекта? Пока это открытые вопросы.

Формулируя модели будущего технико-экономического баланса, исходим из необходимости определить изменение потребностей индивида и общества, новые алгоритмы их удовлетворения. Модели поступательного изменения технико-экономического баланса подразумевают конкретные периоды во времени, конкретные даты и сроки. Модели «*Рупор*» и «*Окно*» описывают среду деятельности поколения, родившегося после 2010 года. Чтобы уровень потребностей этого поколения в физическом, интеллектуальном и духовном плане соответствовал его техническим возможностям, формы и содержание образовательных и воспитательных процессов должны быть проанализированы и сформулированы уже сегодня.

Заключение

Задача формирования логики развития технологической инновационной экосистемы Российской Федерации требует комплексного анализа самого понятия развития, сущности техники и природы человека. Её актуальность обусловлена технологическим переходом человеческой цивилизации от технологий второй природы к технологиям третьей природы. Её решения должны учитывать изменение не просто форм управления технико-экономическим балансом в масштабах России, но и содержания образовательной и воспитательной деятельности для тех поколений российских граждан, которым адресованы формулируемые сегодня проекты будущего.

Настоящая статья – это приглашение к диалогу. В.В. Путин ещё в 2014 году отметил, что «сегодня лидерами глобального развития становятся те страны, которые способны создавать прорывные технологии и на их основе формировать собственную мощную производственную базу»⁴. Мы исходим из того, что, во-первых, проблемы моделирования будущего, развития технологий и управления технико-экономическим балансом в России не могут быть поставлены и решены в рамках исключительно англосаксонских моделей и образцов мышления. Необходимо широкое обсуждение, учитывающее историко-философское наследие, специфику и характер русского мира. Во-вторых, развитие сугубо ради развития не имеет смысла. С точки зрения задач государственной политики недопустимо формировать новые рынки или развивать новые технологии для удовлетворения любопытства или частных амбиций. Каждая новая ступень развития подразумевает изменение онтологии, новую ситуацию субъект-объектного взаимодействия, новую постановку проблемы человека. Общество в целом и каждый его член должны быть подготовлены к изменениям, инновации технологического и экономического характера, должны коррелировать с состоянием общественного и индивидуального сознания.

⁴ Путин В.В. Речь на заседании Совета по науке и образованию от 23 июня 2014 года. <http://kremlin.ru/events/president/news/45962>

Библиографический список

1. Нестеров А.Ю. Проблема нового: фантастическое, эволюция и границы пред-ставимого // *Философские науки*. 2014. № 8. С. 120-135.
2. Поппер К.Р. *Объективное знание. Эволюционный подход*. М.: Эдиториал УРСС, 2002. 384 с.
3. Dessauer F. *Streit um die Technik*. Freiburg im Breisgau, 1959. 208 p.
4. Ingarden R. *Der Streit um die Existenz der Welt*. Bd.1. Tübingen, 1964.
5. Bertram G.W. (Hrsg.) *Philosophische Gedankenexperimente*. Stuttgart, 2016.
6. Энгельмейер П.К. *Философия техники*. СПб: Лань, 2013. 93 с.
7. Нестеров А.Ю. Вопрос о сущности техники в рамках семиотического подхода // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2015. Т. 14, № 1. С. 235-246. DOI: 10.18287/1998-6629-2015-14-1-235-246
8. Панов А.Д. Опыт междисциплинарного мышления. Сингулярная точка истории // *Вестник SETI*. 2008. № 13/30. С. 31-40.
9. Vinge V. *The Coming Technological Singularity: How to Survive in the Post-Human Era* // *VISION-21 Symposium sponsored by NASA Lewis Research Center and the Ohio Aerospace Institute*. 1993. <http://www-rohan.sdsu.edu/faculty/vinge/misc/singularity.html>
10. Назаретян А.П. *Нелинейное будущее*. М.: МБА, 2013. 437 с.
11. Stevens G.A., Burley J. 3,000 raw ideas = 1 commercial success! // *Research Technology Management*. 1997. V. 40, Iss. 3. P. 16-27. DOI: 10.1080/08956308.1997.11671126

TECHNOLOGICAL FUTURE OF RUSSIA: THE CHALLENGE OF THE “THIRD NATURE”

© 2017

D. V. Gorbunov Candidate of Economic Sciences, Head of the Department of Innovation Management;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
gorbunovdv@economy.samregion.ru

A. Yu. Nesterov Doctor of Philosophy, Associate Professor, Head of the Department of Philosophy;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
phil@ssau.ru

The article discusses the technological development of Russia in the light of the tasks set by the National Technological Initiative. The subject of discussion and analysis is the logic of the development of the innovation ecosystem of the Russian Federation, the problem of anticipating the world trends in technical and economic development and the global issue of the grounds for making state decisions in the spheres of science, economy and education. It is shown that solving the task of developing a technological innovation ecosystem requires involvement not only of managers and specialists in engineering development, but also philosophers, sociologists, historians. The purpose of the article is to show the transformation of the technical and economic balance of society, inevitable in the conditions of explosive technological growth, to isolate and analyze the basic stages of this transformation, their philosophical foundations and main features. The question of the development of a technological innovation ecosystem in terms of general philosophy is stated as a problem of constructing ontologies that entail significant technological, economic and social transformations. The trial solution of the problem is represented in the form of a scheme of eight stages of development – from the model “Funnel” to the model “Grail” – and is a deductive construction, open to verification and falsification procedures. Verification and approbation of the solution of the problem of the development of technical and economic balance formulated in the article requires the participation of a wide range of specialists in the socio-humanitarian, technical and natural-science fields. The current

state of technology and economics on a global scale is characterized as a transition from “second nature” technologies to “third nature” technologies. A consistent model of management of the technical and economic balance, overcoming the current model described by the Stevens-Burley formula is demonstrated. The role and the problem of the person in the conditions of technologies of the second and third nature is emphasized, problems of determining the substance of educational activity concerning the generations that will live in a new technical and economic environment are formulated.

National technological initiative; innovative development; innovation management; problem of the future; management of technical and economic balance; third nature; singularity; problem of man; management of ideologies.

Citation: Gorbunov D.V., Nesterov A.Yu. Technological future of Russia: the challenge of the “third nature”. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 60-71. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-60-71

References

1. Nesterov A.Yu. The Problem of Newness: The Fantastic, Evolution and Borders of the Representable. *Filosofskie nauki*. 2014. No. 8. P. 120-135. (In Russ.)
2. Popper K.R. *Objective Knowledge: An Evolutionary Approach*. Oxford: Clarendon Press, 1979.
3. Dessauer F. *Streit um die Technik*. Freiburg im Breisgau, 1959. 208 p.
4. Ingarden R. *Der Streit um die Existenz der Welt*. Bd.1. Tübingen, 1964.
5. Bertram G.W. (Hrsg.) *Philosophische Gedankenexperimente*. Stuttgart, 2016.
6. Engel'meyer P.K. *Filosofiya tekhniki* [Philosophy of Technology]. St.-Petersburg: Lan' Publ., 2013. 93 p.
7. Nesterov A.Yu. The Essence of Technical Consciousness within the Frame of the Semiotic Approach. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2015. V. 14, no. 1. P. 235-246. DOI: 10.18287/1998-6629-2015-14-1-235-246. (In Russ.)
8. Panov A.D. Experience of Interdisciplinary Thinking. Singular Point of History. *Vestnik SETI*. 2008. No. 13/30. P. 31-40. (In Russ.)
9. Vinge V. The Coming Technological Singularity: How to Survive in the Post-Human Era. *VISION-21 Symposium sponsored by NASA Lewis Research Center and the Ohio Aerospace Institute*. 1993. Available at: <http://www-rohan.sdsu.edu/faculty/vinge/misc/singularity.html>
10. Nazaretyan A.P. *Nelineynoe budushchee* [Nonlinear Future]. Moscow: MBA Publ., 2013. 437 p.
11. Stevens G.A., Burley J. 3,000 raw ideas = 1 commercial success! *Research Technology Management*. 1997. V. 40, Iss. 3. P. 16-27. DOI: 10.1080/08956308.1997.11671126

СПРЯМЛЕНИЕ ПРОФИЛЯ СКОРОСТИ В ПОТОКЕ ЖИДКОСТИ ПОСЛЕ НАПОРНОГО КОЛЛЕКТОРА

© 2017

В. А. Калаев доктор технических наук, заместитель генерального директора – руководитель проекта;
ОАО «Научно-производственное объединение по исследованию и проектированию энергетического оборудования им. И.И. Ползунова»,
г. Санкт-Петербург;
general@ckti.ru

С. В. Хоробров инженер-математик отдела перспективных разработок;
ОАО «Научно-производственное объединение по исследованию и проектированию энергетического оборудования им. И.И. Ползунова»,
г. Санкт-Петербург;
svyatoslav.khorobrov@gmail.com

Рассматривается течение в сложной гидравлической системе, состоящей из напорного коллектора, отводов и подводов. Длина бокового отвода фиксирована и составляет 3 калибра. На выходе из бокового отвода необходимо получить поток со спрямлённым профилем осевой скорости. Движение жидкости описывается уравнениями Рейнольдса. Для замыкания системы уравнений используется SST модель турбулентности. Уравнения решаются конечно-объёмным методом в пакете ANSYS FLUENT. На основании результатов расчётов в переходный участок между боковым отводом и коллектором внесены конструктивные изменения, а именно: добавлены конфузоры и решётки пластин. Показана эффективность результирующей геометрии отвода, в том числе в случае разных расходов через левый и правый подвод. Результаты расчётов сопоставлены с литературными данными по перепаду давления.

Напорный коллектор; пластины; спрямление профиля скорости; вычислительная гидродинамика.

Цитирование: Калаев В.А., Хоробров С.В. Спрямоление профиля скорости в потоке жидкости после напорного коллектора // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 72-81. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-72-81

Введение

В сложных гидравлических системах, к числу которых относятся трубопроводные системы теплоэлектроцентралей, тепловых электростанций, а также циркуляционные контуры с теплообменными аппаратами или иными гидравлическими устройствами, существуют участки, где принципиально важно иметь определённый характер течения. Известно [1], что перед простейшими устройствами для измерения расхода жидкости, такими как диафрагма, требуется иметь развитый профиль осевой скорости и малую закрутку потока. В частности, для установления необходимых параметров потока перед диафрагмой после смешивающего тройника должен находиться прямой участок трубопровода длиной не менее 17 калибров [1].

Для более точных измерений к однородности потока предъявляются ещё более строгие требования, при этом длина прямого участка может составлять сотни калибров [2]. В случае невозможности использования протяжённых прямолинейных участков трубопроводов для уменьшения закрутки и выравнивания профиля осевой скорости применяются различные устройства, например, пластина Занкера [3], её конструктивные аналоги [4] или хонейкомб [5].

Постановка задачи

В состав расчётной области входят напорный коллектор 1 (рис. 1) с двумя симметричными подводами 2; 3, прямой боковой отвод 4, поворотное колено 5 и общий отвод 6. Такую расчётную область назовём исходной.

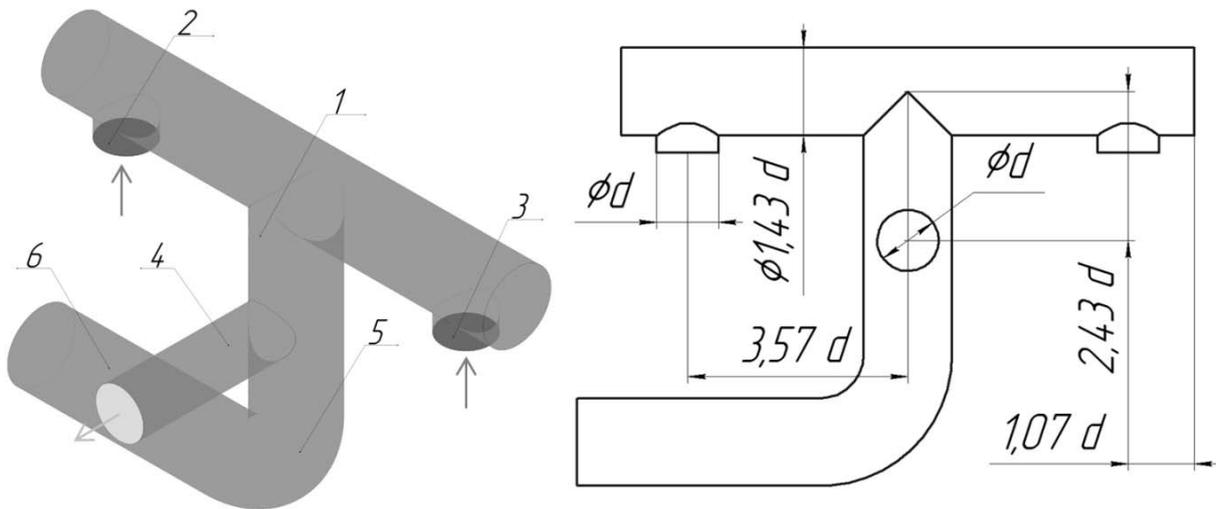


Рис. 1. Общая схема коллектора (слева): 1 – напорный коллектор; 2,3 – подводы; 4 – боковой отвод; 5 – поворотное колено; 6 – общий отвод; основные размеры коллектора (справа)

Для уменьшения времени расчёта использован упрощённый симметричный участок гидравлической системы (упрощённый вариант). В этом случае поворотное колено нижней части заменено на прямолинейный участок трубопровода аналогичной длины. Таким образом, расчётная область становится симметричной и в рассмотрение принимается только её половина.

Полагаем, что истечение жидкости происходит только из бокового отвода 4, тогда как общий отвод закрыт. Длина бокового отвода – $3d$ (табл. 1). Характерные масштабные размер и скорость составляют величины 1 м и 1 м/с соответственно. Моделируемая жидкость – вода с плотностью ρ и кинематической вязкостью μ (табл. 1).

Таблица 1. Параметры постановки задачи

Плотность ρ , кг/м ³	998,2
Кинематическая вязкость μ , Па·с	0,001003
Расход Q , м ³ /ч	1500
Диаметр бокового отвода d , м	0,7

Таким образом, число Рейнольдса имеет величину порядка 10^6 , что соответствует развитому турбулентному течению. На выходе из бокового отвода требуется получить поток, сравнимый по своим характеристикам (максимальное значение поперечных скоростей, однородность профиля осевой скорости) с установившимся течением. Изменение длины бокового отвода не допускается. Кроме того, необходимо обеспечить перепад давления на рассматриваемом участке гидравлической системы меньший, чем 2% от напора насосных агрегатов, обеспечивающих циркуляцию рабочей жидкости. Рас-

смотрены случаи как с одинаковыми, так и с разными расходами через правый и левый подводы.

В работе исследовано 16 вариантов геометрии расчётной области, в том числе упрощённых. Первые два варианта геометрии – это исходная конструкция, приведённая на рис. 1, и её упрощённый вариант. Следующие варианты представляют собой исходную геометрию и упрощённую геометрию с удлинённым боковым отводом. Эти геометрии отличаются от предыдущих длиной элемента 4, которая составляет 20 калибров.

Кроме того, рассмотрены 9 вариантов упрощённой геометрии расчётной области с конфузормым переходным участком между коллектором и боковым отводом. Указанные варианты отличаются между собой формой профиля конфузора и его размерами. Следующие два варианта упрощённой геометрии содержат конфузор, за которым расположены решётки пластин. Также рассмотрен вариант геометрии с конфузорм и двумя решётками пластин.

Таким образом, помимо исследования течения в условиях различных геометрий расчётной области представляется возможным определить правомерность использования упрощённой геометрии для решения поставленной задачи.

Методы решения

Движение изотермической несжимаемой жидкости описывается уравнениями Навье-Стокса, осреднёнными по Рейнольдсу. Система уравнений замыкается $k-\omega$ SST моделью турбулентности. На входе в расчётную область – правом и левом подводах – задан объёмный расход жидкости. В первом случае через каждый из двух подводов этот расход равен Q . Во втором случае расход через правый подвод составляет $0,8Q$, а через левый Q . На выходе из расчётной области задаётся нулевое избыточное давление. На стенках ставится условие прилипания. Для уравнений модели турбулентности, в соответствии с рекомендациями для внутренних задач [6], на входе и выходе заданы интенсивность турбулентности 5% и гидравлический диаметр d . В случае упрощённой симметричной геометрии на плоскости симметрии ставится условие симметрии.

Для расчётов используются «гибридные» сетки с тетраэдральными и призматическими элементами. На каждой из стенок построен призматический слой для разрешения турбулентного пограничного слоя. Безразмерная величина y^+ для первой пристенной ячейки составляет примерно 1–3. Построение сеток осуществлено с помощью автоматического генератора ANSYS Meshing. Количество ячеек в сетке составляет от 5 до 15 млн.

Система уравнений решена численно конечно-объёмным методом с использованием пакета ANSYS FLUENT.

Результаты расчётов

С целью определения особенностей исследуемого течения первоначально выполнен расчёт для исходной геометрии участка гидравлической системы с боковым отводом и равными значениями расходов рабочей жидкости через правый и левый подводы.

На основании результатов расчёта сделан вывод о возможности дальнейшего рассмотрения задачи в рамках упрощённой симметричной модели участка гидравлической системы (табл. 2).

Таблица 2. Результаты расчётов в случае одинаковых расходов через правый и левый подводы

	z'	$u_{\max}, \text{ м / с}$	$v_{\max}, \text{ м / с}$
Исходная геометрия	0.11	0.419	0.862
Упрощённая симметричная геометрия	0.117	0.407	0.659
«Эталонный» расчёт	0.05	0.155	0.271
$d_1 = 1,43d$ конфузور №3	0.08	0.397	0.628
Одна решётка пластин	0.1	0.309	0.467
Две решётки пластин	0.048	0.059	0.095

Введём следующие показатели неоднородности потока: величину z' – среднее по сечению отклонение от средней по сечению осевой скорости; u_{\max} и v_{\max} максимальные в сечении значения поперечных скоростей, характеризующие закрутку потока. Рассматриваем эти показатели на выходе из расчётной области.

Пусть w – осевая скорость, u, v – поперечные скорости, тогда:

$$\bar{w} = \iint w dS; \quad z = \frac{\bar{w} - w}{\bar{w}}; \quad z' \equiv \bar{z} = \iint |z| dS,$$

$$u_{\max} = \max(u), \quad v_{\max} = \max(v).$$

Для выполнения сравнительного анализа в качестве «эталонных» характеристик (выполнен отдельный «эталонный» расчёт для вариантов геометрии с удлинённым боковым отводом) потока примем в соответствии с [1] значения указанных выше величин на расстоянии 20 калибров от начала бокового отвода. Эти величины, согласно результатам выполненных расчётов, имеют следующие значения (табл. 2):

$$z' = 3,8\%; \quad u_{\max} = 7\% \bar{w}; \quad v_{\max} = 13\% \bar{w}.$$

Визуализация поля полной скорости, полученная в расчёте, приведена на рис. 2. Анализ результатов расчёта показывает наличие обширной рециркуляционной зоны в области перехода из напорного коллектора в боковой отвод. Кроме того, двойной поворот потока вызывает его закрутку, что приводит к увеличению значений поперечной скорости.

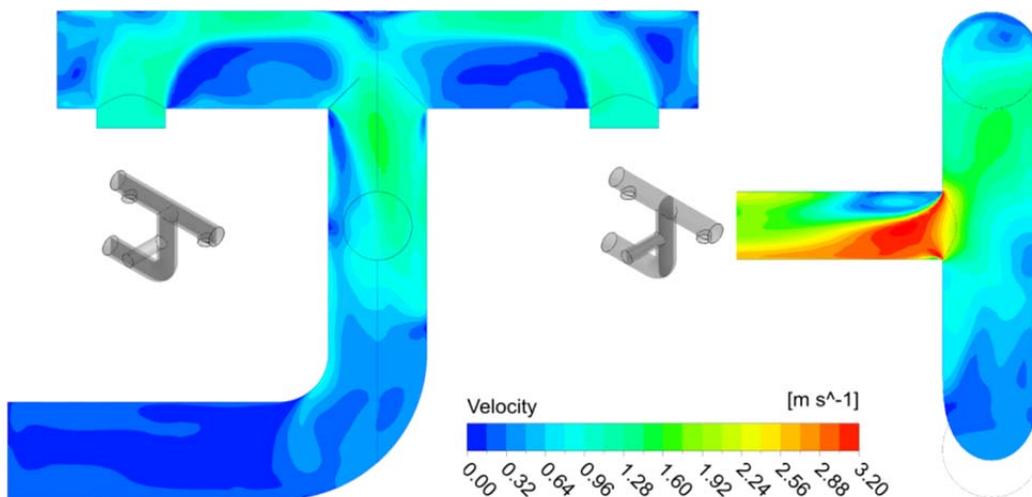


Рис. 2. Поля полной скорости в сечениях исходной геометрии в случае одинаковых расходов через правый и левый подводы

Для уменьшения размеров рециркуляционной зоны переходный участок между коллектором и боковым отводом модифицирован следующим образом: в коллектор за-
 подилицо с его внутренней стенкой врезаны переходные участки с начальным диаметром d_1 (рис. 3) большим, чем диаметр бокового отвода d . Рассмотрены варианты с d_1 равными, соответственно, $1,14d$; $1,29d$; $1,43d$.

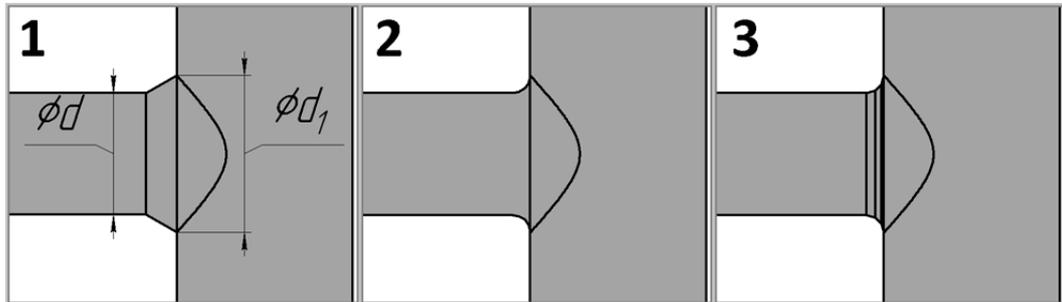


Рис. 3. Геометрия переходного участка для $d_1 = 1,29d$: 1, 2, 3 – варианты реализации конфузоров

Эти переходные участки соединены с боковым отводом диаметром d посредством конфузоров, отличающихся геометрической формой конической поверхности (рис. 3). У варианта геометрии №1 – прямой конус, у варианта №2 образующая конической поверхности очерчена по дуге окружности, у варианта №3 коническая поверхность образована тремя последовательно соединёнными прямыми конусами с разными углами конусности. При этом вариант №3 представляет собой «аппроксимацию» варианта №2. Таким образом, для последующего анализа выбраны 9 вариантов геометрии переходного участка.

Результаты расчётов показали: наименьший размер рециркуляционной зоны, расположенной в области перехода между напорным коллектором и боковым отводом, достигается при $d_1 = 1,43d$. Поскольку для выбранного d_1 течение рабочей жидкости в конфузорах №2 и №3 характеризуется практически идентичным размером рециркуляционной зоны (рис. 4), для последующего анализа выбран вариант переходного участка №3 как наиболее технологичный.

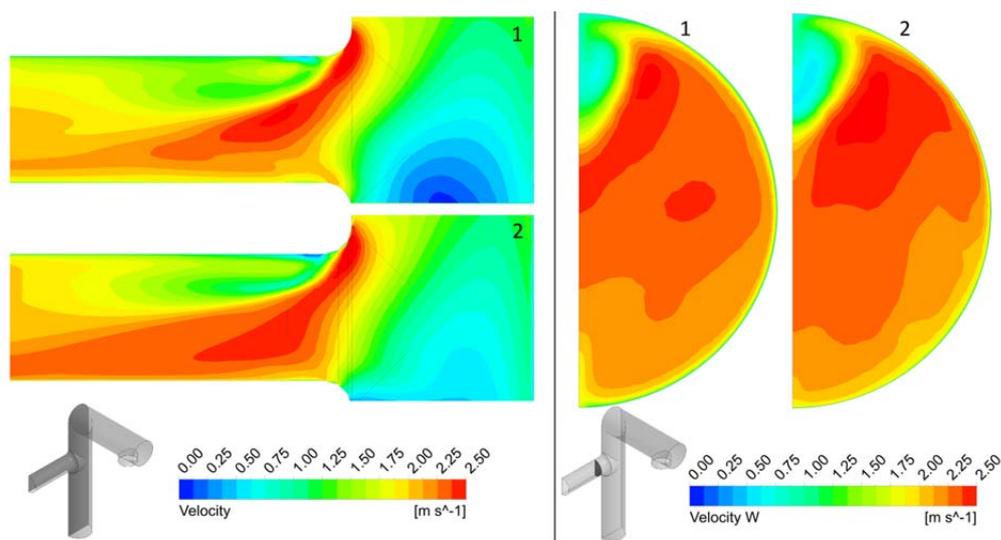


Рис. 4. Поля полной (слева) и осевой (справа) скоростей на плоскости симметрии (слева) и в сечении на расстоянии $0,5d$ от коллектора (справа) для диаметра перехода $1,43d$ для конфузора, очерченного по дуге окружности (1) и серии конических конфузоров (2)

Вместе с тем результаты выполненных расчётных исследований показали, что использование переходного участка с $d_1 = 1,43d$ и конфузора №3 (рис. 3) не позволило достичь выравнивания профиля осевой скорости. Величины поперечных скоростей изменились недостаточно (табл. 2). В связи с этим было принято решение о размещении дополнительного спрямляющего устройства вниз по потоку за конфузуром.

Известно, что спрямление профиля осевой скорости за пластиной Занкера происходит примерно после 5 калибров [7], для хонейкомба спрямление реализуется примерно после 10 калибров [5]. Поскольку в решаемой задаче длина отвода ограничена 3 калибрами (рис. 1), из которых часть занимает переходный участок и конфузор, то известные решения оказались непригодны. Появилась необходимость установки альтернативного выравнивающего устройства, обеспечивающего решение поставленной задачи.

На основании анализа результатов серии выполненных расчётов в качестве выравнивающего устройства выбрана решётка прямоугольных пластин. Наилучшие параметры потока достигнуты при следующих геометрических характеристиках решётки пластин (рис. 5): толщина пластины $t = 0,0143d$; расстояние между гранями $1,7t$; длина $10t$. Однако использование одной решётки пластин не позволило достичь требуемых характеристик потока (рис. 6). Установка второй решётки пластин, повернутых относительно первой на 90 градусов и расположенных на расстоянии $20t$ от него, позволила добиться большей однородности профиля осевой скорости и существенного уменьшения закрутки потока.

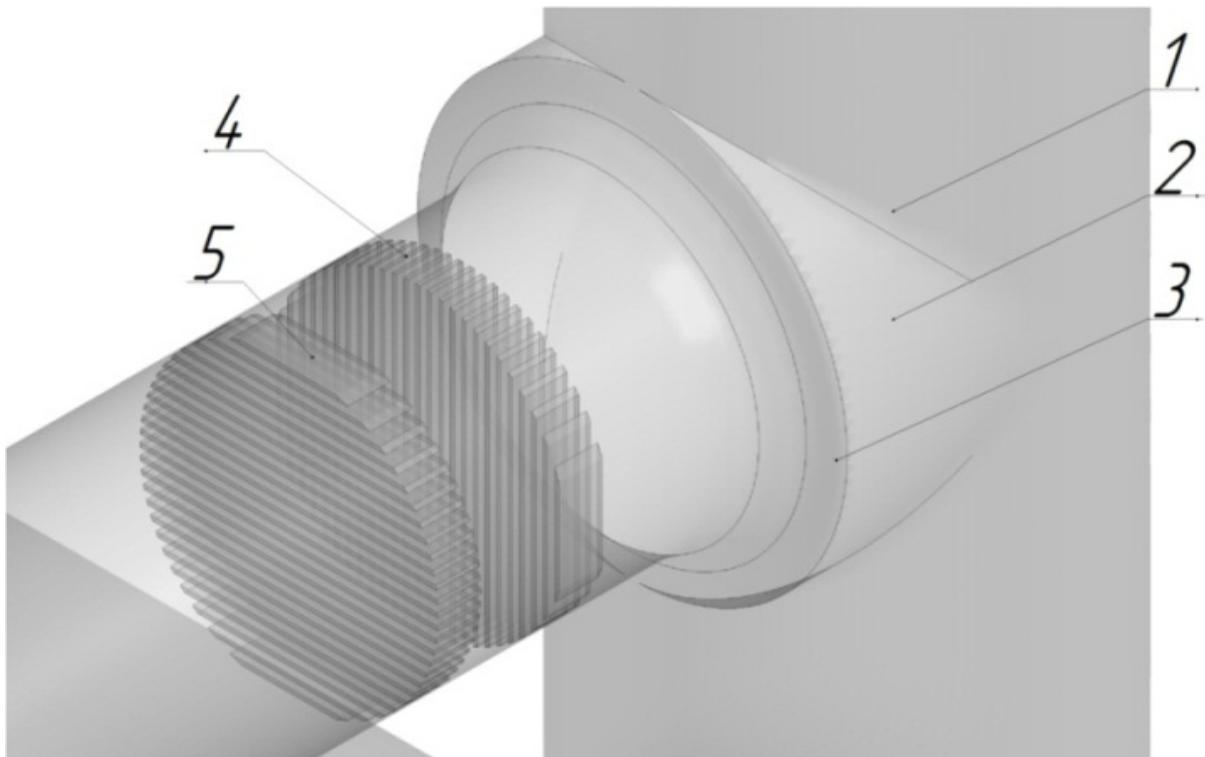


Рис. 5. Результирующий вариант геометрии отвода и переходного участка:
 1 – напорный коллектор; 2 – переходный участок; 3 – серия конических конфузуров;
 4 – первая решётка пластин; 5 – вторая решётка пластин

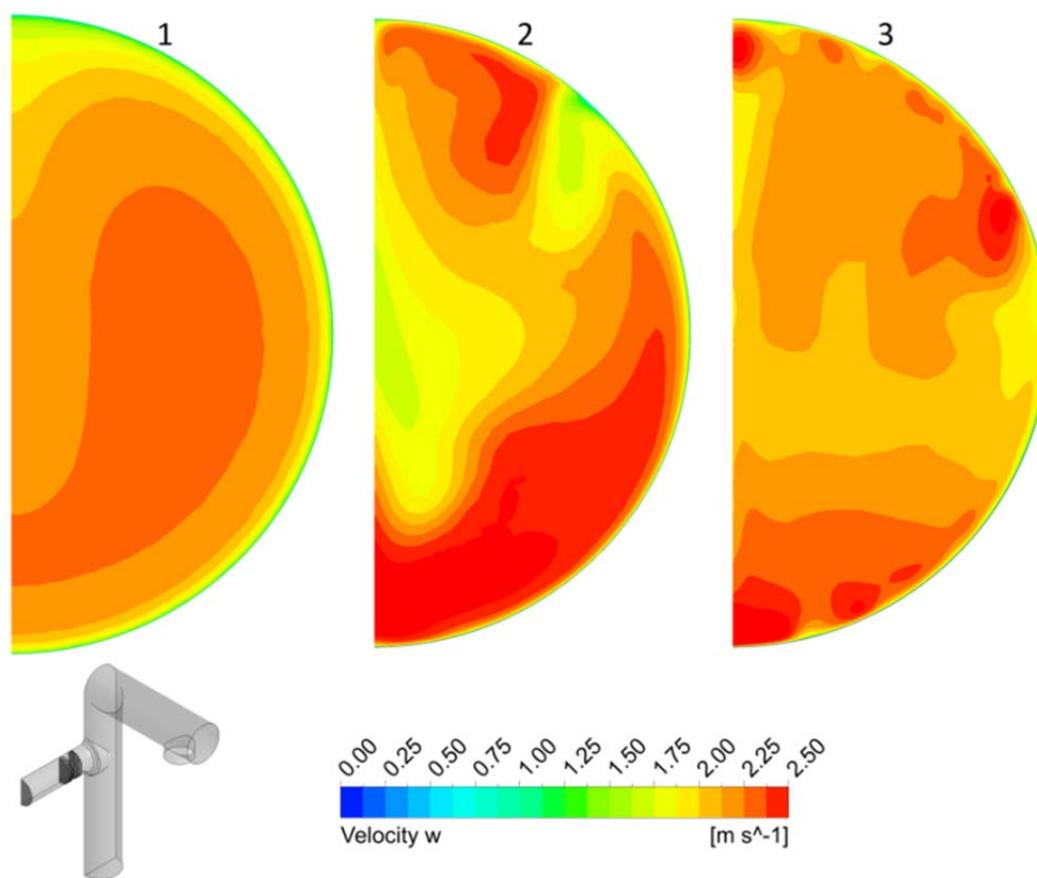


Рис. 6. Поле осевой скорости на выходе из расчётной области для «эталонного» расчёта (1), расчёта с одной решёткой пластин (2) и расчёта с двумя решётками пластин (3)

Внесённые в исходную геометрию гидравлической системы конструктивные изменения привели к увеличению перепада давления на рассматриваемом участке. В случае «эталонного» расчёта перепад давления составляет 4400 Па, для одной решётки пластин – 5700 Па, для двух решёток пластин – 8100 Па. Эти величины соответствуют изменению напора на 0,45; 0,58 и 0,83 м вод. ст. соответственно. Поскольку напор насосного агрегата, приведённый к точке входа в исследуемый участок, составляет 80 м вод. ст., то его потеря от внесения вышеуказанных конструктивных изменений составляет не более 1,1%.

Рассмотрим случай, когда через правый и левый подводы реализуются разные расходы рабочей жидкости. В табл. 3 приведены результаты расчётов для исходной геометрии бокового отвода, «эталонного» расчёта и для варианта отвода с конфузуром и двумя решётками пластин. Анализ результатов расчёта показывает: вариант геометрии отвода с двумя решётками пластин и конфузуром позволяет существенно уменьшить закрутку (до 5% от средней осевой скорости), уменьшая одновременно неоднородность профиля осевой скорости.

В рамках поставленной задачи такую однородность потока можно считать приемлемой, поскольку она отличается от эталонной не более чем на 5%. Кроме того, не наблюдается существенного изменения перепада давления на рассматриваемом участке гидравлической системы.

Таблица 3. Результаты расчётов в случае разных граничных условий на правом и левом подводах

	z'	u_{max}	v_{max}
Исходная геометрия	0.107	0.504	0.690
«Эталонный» расчёт	0.048	0.332	0.355
Две решётки пластин	0.045	0.061	0.068

Обсуждение результатов

Для верификации полученных результатов проведён расчёт рассматриваемого участка гидравлической системы, основанный на обобщении экспериментальных данных [8]. Участок системы разбит на отдельные элементы, для каждого из которых рассчитывался перепад давления. Суммарный перепад для каждого варианта геометрии сравнивается с результатами конечно-объёмного расчёта в случае одинаковых расходов через правый и левый подводы (табл. 4).

Можно заключить, что результаты гидродинамического расчёта конечно-объёмным методом хорошо совпадают с результатами гидравлического расчёта [8]. Расхождение составляет не более 4,2%. Вместе с тем, хорошее совпадение интегральных характеристик не означает идентичность локальных особенностей потока в обоих случаях.

Таблица 4. Верификация конечно-объёмных расчётов литературными данными

	ΔP литературный, КПа	ΔP расчётный, КПа	Расхождение, %
Две решётки пластин	8.5	8.1	4.2%
Одна решётка пластин	5.6	5.7	2.0%
«Эталонный» расчёт	4.6	4.4	3.9%

Заключение

Достигнуто спрямление профиля осевой скорости потока и уменьшение его закрутки для ограниченного по длине участка гидравлической системы. Спряжение достигнуто за счёт уменьшения размеров рециркуляционной зоны. Закрутка потока уменьшена за счёт гашения поперечных скоростей. Полученные изменения в структуре потока достигнуты изменением геометрии бокового отвода и установки двух решёток пластин. Предложенная геометрия отвода эффективно работает и в случае разных расходов через боковые подводы напорного коллектора.

Полученные расчётные результаты величин перепада давления на исследуемом участке гидравлической системы отличаются от литературных данных не более чем на 5%. Потери напора на рассчитанном участке гидравлической системы с модифицированным переходным участком составляют не более 1.1% от напора насосных агрегатов, осуществляющих циркуляцию воды в системе.

Библиографический список

1. ГОСТ 8.586.2–2005. Измерение расхода и количества жидкостей и газов с помощью стандартных сужающих устройств. Часть 2: Диафрагмы. Технические требования. М.: Стандартинформ, 2007. 40 с.

2. Quazzane A.K., Benhadj R. Flow Conditioners Design and Their Effects in Reducing Flow Metering Errors // Sensor Review. 2002. V. 22, Iss. 3. P. 223-231.

DOI: 10.1108/02602280210433061

3. Zanker K.J. The Development of a Flow Straightener for Use with Orifice-Plate Flowmeters in Disturbed Flow // Flow Measurement in Closed Conduits (Proceedings of symposium at National Engineering Laboratory). 1962. P. 395-415.

4. Sawchuk B.D., Sawchuk D.P., Sawchuk D.A. Flow Conditioning and Effects on Accuracy for Fluid Flow Measurement // American School of Gas Measurement Technology. 2010.

5. Александров И.Б., Куркин Е.И., Лукьянов О.Е., Садыкова В.О., Шахов В.Г. Численное моделирование формирования потока в круглой трубе за хонейкомбом // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Т. 18, № 4. С. 115-119.

6. Menter F.R. Best practice: Scale-resolving simulations in ANSYS CFD. ANSYS Germany GmbH., 2012. 70 p.

7. El Drainy Y.A., Saqr K.M., Aly H.S., Jaafar M.N.M. CFD Analysis of Incompressible Turbulent Swirling Flow through Zanker Plate // Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics. 2009. V. 3, Iss. 4. P. 562-572.

DOI: 10.1080/19942060.2009.11015291

8. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.: Машиностроение, 1975. 559 с.

FLOW CONDITIONING DOWNSTREAM A PRESSURE COLLECTOR

© 2017

V. A. Kalaev Doctor of Science (Engineering), Deputy General Director – Project Manager; Joint-Stock Company “I.I. Polzunov Scientific and Development Association on Research and Design of Power Equipment”, St. Petersburg, Russian Federation; general@ckti.ru

S. V. Khorobrov CFD engineer, Department of Advanced Development; Joint-Stock Company “I.I. Polzunov Scientific and Development Association on Research and Design of Power Equipment”, St. Petersburg, Russian Federation; svyatoslav.khorobrov@gmail.com

In this paper, incompressible turbulent flow downstream a symmetric pressure collector with fixed outlet pipe length is studied. The goal is to obtain smooth axial velocity profile at the outlet plane. Finite-volume RANS equations with a SST turbulence model are used to describe the motion of fluid. The solution is carried out with the ANSYS FLUENT solver. The transitional part in the T-junction pipe is redesigned to straighten the flow, series of conical confusers and plate grids are employed to reduce both the size of the recirculation area and the magnitude of rotational velocity. The final geometry is tested under asymmetric inlet boundary conditions and its efficiency is shown. CFD results are compared to literature data in terms of pressure drop.

Flow conditioning; pressure collector; RANS; ANSYS FLUENT; plate grid.

Citation: Kalaev V.A., Khorobrov S.V. Flow conditioning downstream a pressure collector. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 72-81. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-72-81

References

1. GOST 8.586.2–2005. Measurement of fluid flow by means of pressure differential devices inserted in circular cross-section conduits running full. Part 2: Orifice plates. Moscow: Standartinform Publ., 2007. 40 p. (In Russ.)

2. Quazzane A.K., Benhadj R. Flow Conditioners Design and Their Effects in Reducing Flow Metering Errors. *Sensor Review*. 2002. V. 22, Iss. 3. P. 223-231.

DOI: 10.1108/02602280210433061

3. Zanker K.J. The Development of a Flow Straightener for Use with Orifice-Plate Flowmeters in Disturbed Flow. *Flow Measurement in Closed Conduits (Proceedings of symposium at National Engineering Laboratory)*. 1962. P. 395-415.

4. Sawchuk B.D., Sawchuk D.P., Sawchuk D.A. Flow Conditioning and Effects on Accuracy for Fluid Flow Measurement. *American School of Gas Measurement Technology*. 2010.

5. Aleksandrov I.B., Kurkin E.I., Lukyanov O.E., Sadykova V.O., Shakhov V.G. Computational Simulation of the Flow Formation in the Circular Pipe after the Honeycomb. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2016. V. 18, no. 4. P. 115-119. (In Russ.)

6. Menter F.R. Best practice: scale-resolving simulations in ANSYS CFD. *ANSYS Germany GmbH*, 2012. 70 p.

7. El Drainy Y.A., Saqr K.M., Aly H.S., Jaafar M.N.M. CFD Analysis of Incompressible Turbulent Swirling Flow through Zanker Plate. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*. 2009. V. 3, Iss. 4. P. 562-572.

DOI: 10.1080/19942060.2009.11015291

8. Idel'chik I.E. *Spravochnik po gidravlicheskim soprotivleniyam* [Reference book on hydraulic resistances]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1975. 559 p.

ИССЛЕДОВАНИЕ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ И ВИБРОАКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРСПЕКТИВНОГО КЛАПАНА-ДРОССЕЛЯ С РАБОЧИМ ОРГАНОМ В ВИДЕ ЭЛАСТИЧНОГО ТРУБЧАТОГО ЭЛЕМЕНТА

©2017

- А. Н. Крючков** доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
kan@ssau.ru
- Н. Н. Ромашов** ведущий научный сотрудник;
концерн «НПО «Аврора», г. Санкт-Петербург;
nielju@mail.ru
- М. А. Ермилов** младший научный сотрудник кафедры автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
emasamara@gmail.com
- М. В. Баляба** аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
bmw-surgut@yandex.ru

Рассматривается конструкция перспективного клапана-дросселя с эластичным трубчатым элементом, разработанным в целях снижения вибрации и шума гидравлических систем, к которым предъявляются повышенные требования по виброакустическим характеристикам. Проведён анализ известных устройств и обоснована конструктивная схема клапана-дросселя. Выполнен анализ деформированного состояния эластичного трубчатого элемента и показана связь деформаций данного элемента с гидравлическими параметрами рабочей среды в проточной части клапана. Представлены экспериментальные расходно-перепадные характеристики исследуемого клапана, анализ которых позволил выявить участки характеристик, при которых сохраняется постоянство расхода при изменении перепада давления на клапане. Приведено обоснование данной особенности гидравлических характеристик клапана с эластичным элементом. Показаны пути дальнейших исследований перспективного клапана.

Гидравлические системы; запорно-регулирующая арматура; расходно-перепадные характеристики; шум и вибрация гидравлических клапанов; гидравлическое сопротивление; эластичный запорный элемент; проточная часть клапанной арматуры.

Цитирование: Крючков А.Н., Ромашов Н.Н., Ермилов М.А., Баляба М.В. Исследование гидравлических и виброакустических характеристик перспективного клапана-дросселя с рабочим органом в виде эластичного трубчатого элемента // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 82-90. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-82-90

Введение

Снижение колебаний давления и гидродинамического шума (ГДШ) в трубопроводных системах является важной и актуальной задачей на многих объектах, например, на морских судах, энергетических и химических производственных предприятиях. Потребность в устройствах подавления пульсаций рабочей среды и ГДШ в трубопроводных системах обусловлена, с одной стороны, необходимостью обеспечения работоспособности систем при значительных уровнях колебаний давления и, с другой, в связи с ужесточением норм по уровню шума. Последний фактор связан со значительным вкладом в общий шум акустического излучения именно трубопроводных систем.

Клапана с традиционным «жёстким» запорным элементом широко эксплуатируются. Одним из возможных перспективных путей снижения виброактивности является использование эластичного запорно-регулирующего элемента. Рассмотрим некоторые из них.

Анализ конструкций

Пережимной клапан согласно патенту RU 2 348 850 [1] имеет эластичную трубку, которая под действием металлических шибров деформируется и создаёт необходимый перепад (рис. 1). Недостатком клапана являются значительные массогабаритные характеристики. К недостаткам конструкции следует отнести: малое быстродействие, большие деформации упругого элемента, наличие больших контактно-трущихся поверхностей, снижающих его надёжность и ресурс.

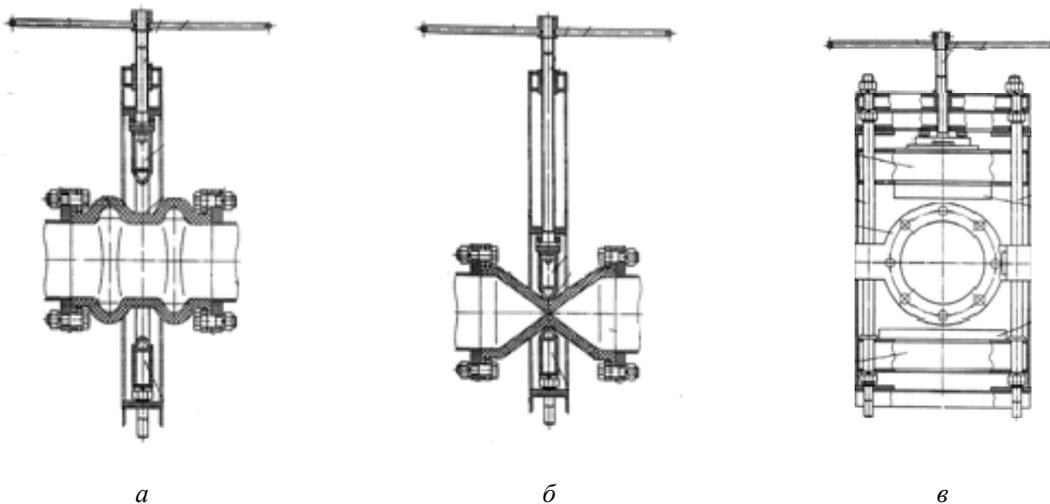


Рис. 1. Пережимной клапан RU 2 348 850:
а – полностью открытое положение; б – закрытое положение; в – вид по оси трубы

В запорном устройстве для перекрытия трубопроводов согласно патенту RU(11) 2 376 519 [2] внутренняя полость упругого элемента соединена с управляющей магистралью (рис. 2). Деформация эластичного элемента создаётся за счёт давления управляющего газа. Основным недостатком устройства являются значительные массогабаритные размеры клапана и значительные деформации упругого элемента. Конструкция клапана ограничивает возможности регулирования потока.

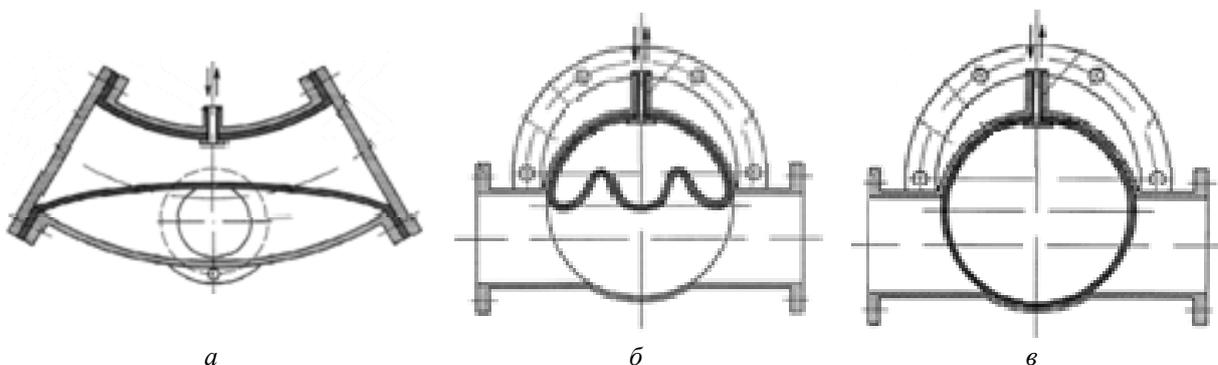


Рис. 2. Запорное устройство для перекрытия трубопроводов RU(11) 2 376 519:
а – вид по оси трубопровода; б – полностью открытое положение; в – закрытое положение

Лучшими массогабаритными характеристиками обладают устройства согласно патентам US 3,552,712 [3] и US 5,671,774 [4], использующие упругий элемент в виде эластичной трубки, деформация которой зависит от давления в управляющей магистрали. В устройстве US 3,552,712 (рис. 3). трубчатый неметаллический элемент испытывает радиальное внешнее нагружение. При этом нарушается его цилиндрическая форма. Недостатками устройства являются значительная деформация элемента и отсутствие возможности полного перекрытия проходного сечения.

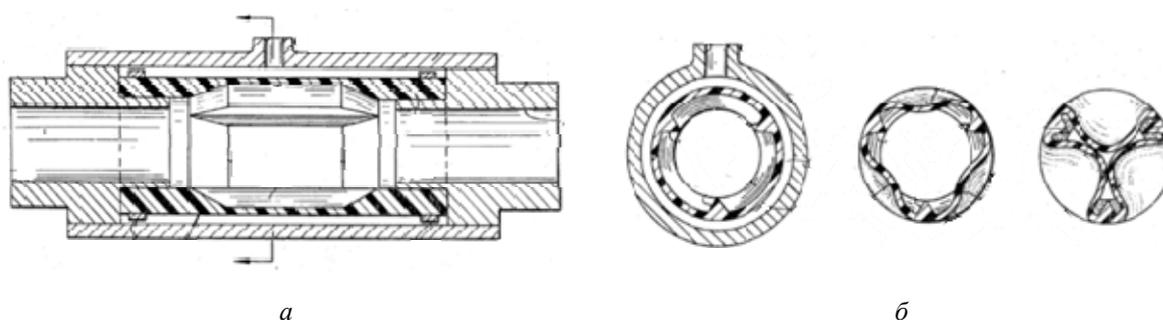


Рис. 3. Клапан с эластичным элементом US 3,552,712:
а – конструктивная схема; б – стадии развития деформации упруго-эластичного элемента

Наилучшую из рассмотренных конструкций имеет клапан по патенту US5,671,774 (рис. 4), поскольку его упругий элемент испытывает наименьшую сложную деформацию (растяжение по оси и сжатие по диаметру) и компенсируется перекося цилиндрической формы.

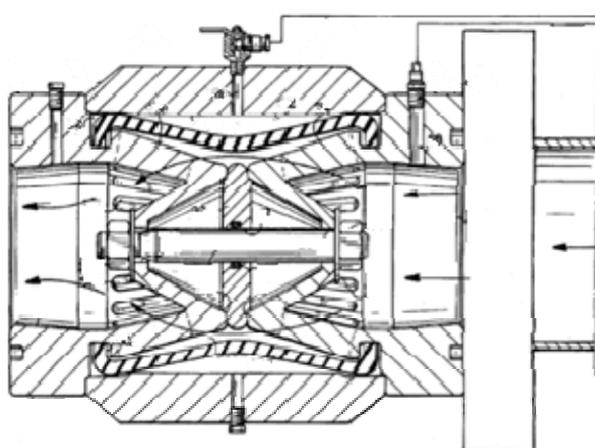


Рис. 4. Клапан с эластичным элементом US 5,671,774

Таким образом, анализ известных конструкций запорно-регулирующей арматуры с эластичными элементами и их работы показал:

1. Деформация сжатия эластичного элемента приводит к потере его цилиндрической формы, что вызывает неполное перекрытие потока и не позволяет использовать такие элементы в запорных устройствах. Следовательно в клапанах такого типа целесообразно использовать деформации растяжения.

2. Применение механического воздействия на эластичный элемент ведёт к его повышенной деформации и ускоренному износу. Следовательно целесообразно воздействовать на упругий эластичный элемент за счёт изменения давления управляющей среды.

Перспективный клапан с рабочим органом в виде эластичного трубчатого элемента

В АО «Концерн «НПО «Аврора» (г. Санкт-Петербург) разработана конструкция клапана, принципиальная схема которого приведена на рис. 5.

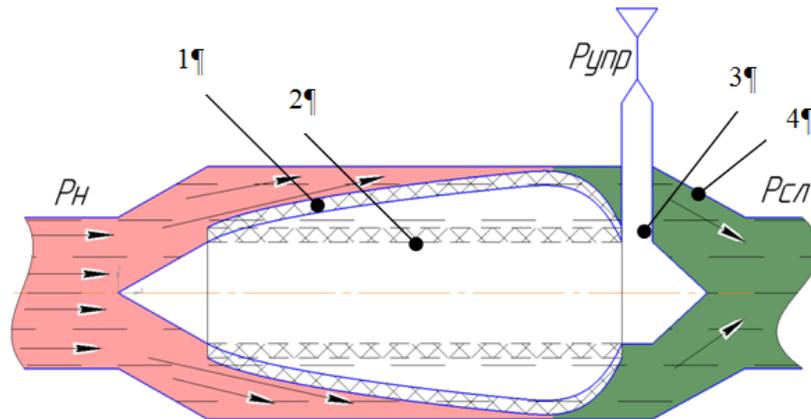


Рис. 5. Принципиальная схема клапана с эластичным трубчатым элементом

Эластичный трубчатый элемент (ЭТЭ) 1 закреплён на цилиндрическом каркасе 2, установленном в центре клапана по его оси. Через каналы в поддерживающих пилонах 3 подаётся управляющая рабочая среда под давлением $P_{упр}$ в управляющую полость ЭТЭ. Разность давлений в проточном кольцевом канале $P_{кан}$ и в управляющей полости $P_{упр}$ определяет радиальные деформации растяжения ЭТЭ, регулирующего расход жидкости через клапан. С другой стороны, давление $P_{кан}$ в канале зависит как от давления напора P_n (входного давления клапана), давления слива $P_{сл}$ (выходного давления клапана), так и от деформации ЭТЭ, ограничиваемой внешним корпусом клапана 4. Гидравлическое сопротивление клапана определяется площадью кольцевой щели, образованной внешней поверхностью эластичного элемента и внутренней поверхностью корпуса.

По принципиальной схеме был разработан опытный образец клапана (рис. 6), отличительной особенностью которого является наличие поддерживающих ЭТЭ втулок с узкими щелевыми прорезями. Втулки ограничивают деформацию ЭТЭ при больших перепадах давления на нём.

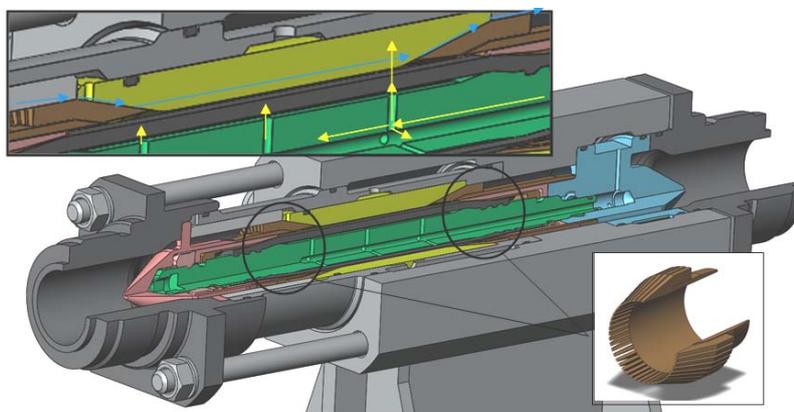


Рис. 6. Объёмная модель клапана с ЭТЭ

Течение жидкости в канале с эластичными стенками существенно отличается от течения в канале с жёсткими стенками. Основное отличие заключается в изменении площади канала в зависимости от гидравлических параметров потока жидкости [5; 6].

Рассмотрим физическую картину взаимодействия потока рабочей жидкости с ЭТЭ. При работе клапана на различных режимах ЭТЭ испытывает сложную осесимметричную радиальную деформацию (рис. 7): $\Delta r(x) = r(x) - r_0$ (x – осевой размер, откладываемый по потоку от места заделки ЭТЭ; $r(x)$ – наружный радиус ЭТЭ при функционировании клапана; r_0 – номинальный наружный радиус ненагруженного ЭТЭ). Представление параметра в виде функции $f(x)$ обозначает его зависимость от осевой координаты x . Предварительную оценку $\Delta r(x)$ можно провести по формуле радиальной деформации упругой трубы под действием перепада давления $\Delta P(x)$:

$$\Delta r(x) = \frac{r_0^2}{hE_{mp}} \Delta P(x), \quad (1)$$

где r_0 – номинальный радиус трубы при $\Delta P(x) = 0$; h – толщина стенки трубы; E_{mp} – модуль упругости материала трубы.

Вследствие суперэластичных свойств ЭТЭ и малой жёсткости (в радиальном и в осевом направлении) его деформация будет определяться не только перепадом давления $\Delta P(x)$ в сечении x , но и продольной деформацией этого сечения $\Delta x(x)$. Эта величина может быть определена по формуле

$$\Delta x(x) = \frac{\Delta r(x)}{E_{mp}} \cdot \frac{x}{r_0} \Delta P(x). \quad (2)$$

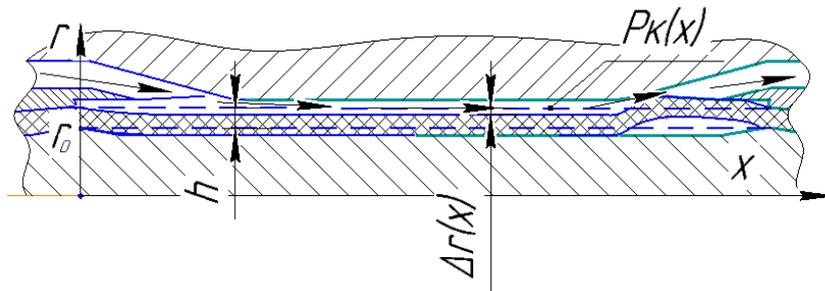


Рис. 7. Деформация ЭТЭ

Сравнение величин радиальной и осевой деформации ЭТЭ (по формулам (1) и (2)) показывает, что осевая составляющая деформации ЭТЭ значительно меньше радиальной, так как $\frac{r_0}{h} \gg \frac{\Delta r x}{r_0}$. Из формулы (2) следует, что осевая деформация возрастает с увеличением величины x и достигает максимума к сечению выхода потока из кольцевого клапана с ЭТЭ. Одновременно с этим в данном сечении реализуется наибольший перепад давления, определяемый как разность давлений в полости управления $P_{упр}$ и в кольцевом канале $P_{кан}(x)$:

$$\Delta P(x) = P_{упр} - P_{кан}(x).$$

Распределение давления по длине канала $P_{кан}(x)$ имеет убывающий характер и зависит от деформации ЭТЭ $\Delta r(x)$. Так как наибольшая деформация Δr_{max} отмечается на конечном участке выхода потока из управляемой кольцевой щели, то в данном сечении будут наблюдаться наибольшие скорости потока и значительные градиенты давления в осевом направлении. Перепад давления в кольцевом канале на участке длиной l может быть определён по формуле Дарси-Вейсбаха:

$$\Delta P = \lambda(\text{Re}) \frac{l}{d_r} \rho \frac{v^2}{2} \quad \text{или} \quad dP = \lambda(\text{Re}_x) \frac{1}{d_r(x)} \rho \frac{v(x)^2}{2} dx, \quad (3)$$

где $\lambda(\text{Re})$ – безразмерный коэффициент гидравлического трения; Re – число Рейнольдса; $d_r(x) = 2\delta(x)$ – гидравлический диаметр; $\delta(x)$ – радиальный размер канала (радиальный зазор); ρ – плотность жидкости; $v(x)$ – средняя скорость потока.

Величина $\delta(x)$ определяется значением радиальной деформации ЭТЭ:

$$\delta(x) = \delta_0 - \Delta r(x), \quad (4)$$

где δ_0 – номинальный радиальный размер канала.

Средняя скорость определяется по расходу жидкости:

$$v(x) = \frac{Q}{S_K} = \frac{Q}{\pi D_K \delta(x)}, \quad (5)$$

где Q – объёмный расход рабочей жидкости; S_K, D_K – соответственно площадь проходного сечения и средний диаметр кольцевого канала.

Подставляя (4), (5) в (3), получим

$$\Delta P = \int_0^l \lambda(\text{Re}) \frac{\rho Q^2}{2[\delta_0 - \Delta r(x)]^2} \frac{dx}{2\pi^2 D_K [\delta_0 - \Delta r(x)]} = \int_0^l \lambda \frac{\rho Q^2}{4\pi^2 D_K^2 [\delta_0 - \Delta r(x)]^3} dx. \quad (6)$$

Формула (6) показывает, что перепад давления на дросселе имеет кубическую зависимость от радиальной деформации упругого элемента.

Таким образом, из формул (1) и (6) следует, что рабочий поток оказывает влияние на деформацию ЭТЭ, которая, в свою очередь, воздействует на поток. Это объясняет сложность физической картины работы клапана, в котором реализуется интенсивное гидродинамическое взаимодействие податливого ЭТЭ с высокоскоростным потоком рабочей среды. При этом происходит взаимное влияние полей деформации ЭТЭ и гидравлических параметров потока (скорости, давления). Результаты такого взаимодействия приводят к необычному виду расходно-перепадных характеристик исследуемого клапана. На рис. 8 представлена экспериментальная расходно-перепадная характеристика клапана, полученная при давлении напора 3 МПа и разных давлениях управления ($P_{упр} = 0 \dots 3$ МПа).

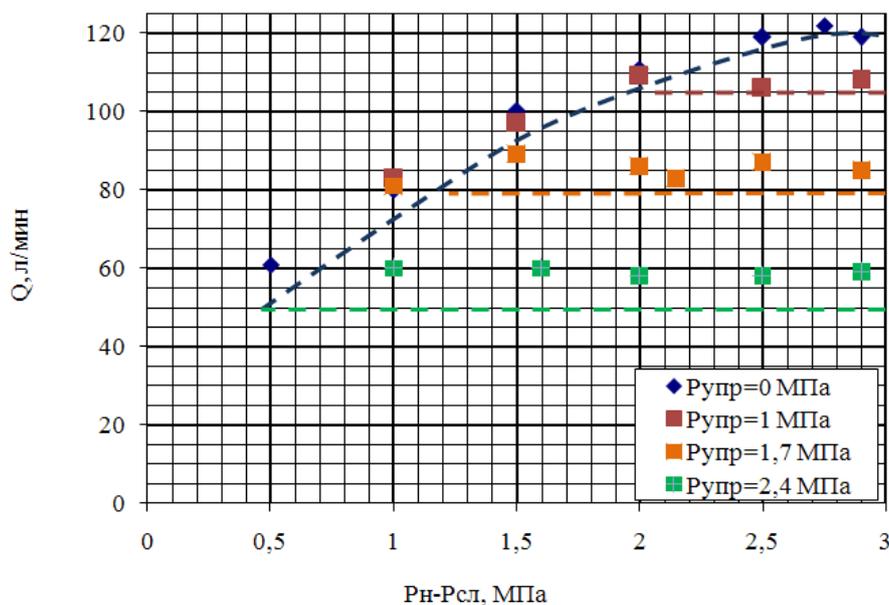


Рис. 8. Расходно-перепадная характеристика клапана

Из рис. 8 видно, что при управляющем давлении 1 МПа с увеличением перепада давления до 2 МПа расход увеличивается. Однако при дальнейшем увеличении перепада давления на клапане-дросселе его пропускная способность становится практически постоянной.

Аналогичная картина наблюдается и при других давлениях управления. Таким образом, образуется участок характеристики, на котором при увеличении перепада давления на клапане-дросселе расход через него остаётся постоянным – так называемая «полка» с постоянным расходом. На этом участке характеристики давление слива становится меньше давления управления. Следовательно в этой области режимов ($P_{упр} > P_{сл}$) реализуется деформация ЭТЭ, обеспечивающая постоянство расхода. Подобная картина наблюдается и при других исследованных давлениях управления.

Обнаруженное данное свойство клапана с ЭТЭ может быть использовано при создании систем стабилизации расхода рабочей среды. Стабилизация расхода жидкости через клапан объясняется следующим. При увеличении расхода (следовательно и скорости жидкости) в соответствии с законом Бернулли давление в кольцевом канале снижается, что вызывает уменьшение его проходного сечения за счёт деформации ЭТЭ и падение расхода до исходного уровня.

Экспериментальные исследования

Экспериментальные исследования виброакустических характеристик клапана на различных рабочих средах (вода и жидкость ПГВ по ГОСТ 25821-83) показали снижение интенсивности виброакустических параметров агрегата по сравнению с существующими аналогами (серийными клапанами с жёсткими металлическими подвижными рабочими органами).

В качестве примера на рис. 9 приведены третьоктавные спектры уровней виброускорений корпуса клапана с ЭТЭ и серийного малошумного аналога при одинаковых рабочих режимах. Из рис. 9 видно, что уровни виброускорения клапана с ЭТЭ в целом не превышают, а в области частот свыше 2 кГц значительно (на 5 – 15 дБ) ниже, чем у серийного клапана.

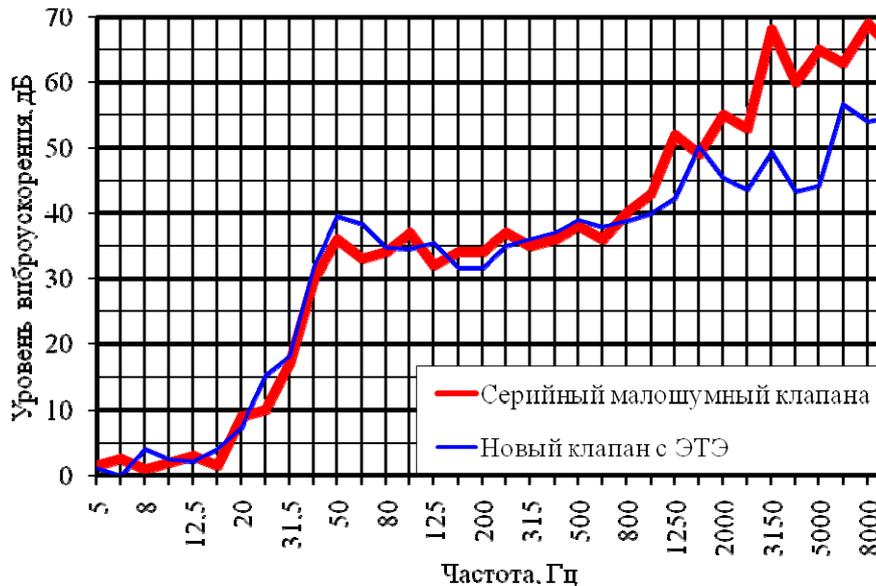


Рис. 9. Спектр вибрации клапана с ЭТЭ и серийного малошумного аналога на режиме работы:

$$P_n = 1 \text{ МПа}, P_{cl} = 0,2 \text{ МПа}, Q = 80 \text{ л / мин}$$

Заключение

Таким образом, предложенная конструкция перспективного клапана-дросселя с эластичным рабочим органом обладает улучшенными виброакустическими характеристиками. Рассмотренные гидродинамические процессы в проточной части клапана, связанные с взаимодействием эластичного элемента с потоком, требуют дополнительного детального исследования. Такие исследования должны включать совместное численное моделирование процессов течения и деформации эластичного элемента, а также экспериментальное изучение гидравлических и виброакустических характеристик клапана.

Библиографический список

1. Кущенко С.Н., Липицкий С.Г. Пережимной клапан: патент РФ № 2348850; опубл. 10.03.2009.
2. Кольцов В.П., Бухвалов А.В., Куницын А.Г. Запорное устройство для перекрытия трубопроводов: патент РФ № 2376519; опубл. 20.12.2009.
3. Whitlock C.H. Collapsible tube valve. Patent US, no. 3552712, 1971.
4. Klein R.D. Rate-of-flow control valve. Patent US, no. 5671774, 1997.
5. Волобуев А.Н. Течение жидкости в трубках с эластичными стенками // Успехи физических наук. 1995. Т. 165, № 2. С. 177-186. DOI: 10.3367/UFNr.0165.199502c.0177
6. Григулецкий В. Г., Савельев Ю. П. Коэффициенты сопротивления при течении турбулентного потока вязкой жидкости в кольцевом зазоре двух соосных цилиндрических труб // Научно-технические ведомости СПбГПУ. 2017. Т. 23, № 1. С. 82-89. DOI: 10.18721/JEST.230108.

INVESTIGATION OF HYDRAULIC AND VIBROACOUSTIC CHARACTERISTICS OF A PROSPECTIVE VALVE WITH AN ELASTIC TUBULAR ELEMENT USED AS THE WORKING BODY

© 2017

- A. N. Kryuchkov** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Automatic Systems of Power Plants; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; kan@ssau.ru
- N. N. Romashov** Leading Researcher; Avrora JSC, St. Petersburg, Russian Federation; niclju@mail.ru
- M. A. Ermilov** Junior Researcher, Department of Automatic Systems of Power Plants; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; emasamara@gmail.com
- M. V. Balyaba** Postgraduate Student, Department of Automatic Systems of Power Plants; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; bmw-surgut@yandex.ru

The article deals with the design of an advanced throttle valve with an elastic tubular element designed to reduce the vibration and noise of hydraulic systems upon which strict requirements for vibroacoustic characteristics are imposed. The analysis of known similar devices is carried out and the design of the throttle valve is justified. A detailed analysis of the strained state of the elastic tubular element is performed and the relationship between the deformations of this element and the hydraulic parameters of the working medium in the flow part of the valve is shown. The experimental flow characteristics of the valve under study are analyzed. The analysis made it possible to identify the parts of the characteristics at which the flow rate remains constant when the pressure differential across the valve changes. This feature of the hydraulic characteristics of a valve with an elastic element is substantiated. Ways of further directions of the prospective valve research are shown.

Hydraulic systems; shut-off valves; flow and differential characteristics; noise and vibration of hydraulic valves; hydraulic resistance; elastic locking element; valve flow part.

Citation: Kryuchkov A.N., Romashov N.N., Ermilov M.A., Balyaba M.V. Investigation of hydraulic and vibroacoustic characteristics of a prospective valve with an elastic tubular element used as the working body. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 82-90. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-82-90

References

1. Kushchenko S.N., Lipitskiy S.G. *Perezhimnoy klapan* [Sphincter valve]. Patent RF, no. 2348850, 2009. (Publ. 10.03.2009)
2. Kol'tsov V.P., Bukhvalov A.V., Kunitsyn A.G. *Zapornoe ustroystvo dlya perekrytiya truboprovodov* [Closing device for pipeline shutdown]. Patent RF, no. 2376519, 2009. (Publ. 20.12.2009)
3. Whitlock C.H. Collapsible tube valve. Patent US, no. 3552712, 1971
4. Klein R.D. Rate-of-flow control valve. Patent US, no. 5671774, 1997.
5. Volobuev A.N. Fluid flow in tubes with elastic walls. *Physics-Usppekhi*. 1995. V. 38, Iss. 2. P. 169-178. DOI: 10.1070/PU1995v038n02ABEH000069
6. Griguleckii V.G., Savel'ev Yu.P. Drag coefficients under turbulent flow of a viscous fluid in the annular gap of two coaxial cylindrical tubes. *St. Petersburg State Polytechnical University Journal*. 2017. V. 23, no. 1. P. 82-89. DOI: 10.18721/JEST.230108. (In Russ.)

О СВЯЗИ ХЕМИИОНИЗАЦИИ ПЛАМЕНИ С ТЕМПЕРАТУРОЙ И ДАВЛЕНИЕМ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ОБЪЁМА

© 2017

А. П. Шайкин доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Энергетические машины и системы управления»;
Тольяттинский государственный университет;
td@tltsu.ru

И. Р. Галиев кандидат технических наук, доцент кафедры «Проектирование и эксплуатация автомобилей»;
Тольяттинский государственный университет;
sbs777@yandex.ru

Приведены результаты исследования связи хемионизации пламени с температурой пламени и давлением в камере сгорания переменного объёма. Представлены функциональные зависимости температуры пламени и максимального давления от электронного тока, обусловленного хемионизацией пламени, фундаментальных характеристик распространения пламени и полноты сгорания топлива. Сравнение температуры, рассчитанной по предлагаемой методике, с экспериментальными данными показало, что при коэффициенте избытка воздуха от 0,8 до 1,15 сходимость составляет более 85%. Сравнение максимального давления, полученного экспериментально и рассчитанного по уточнённой модели И.И. Вибе с использованием предложенных формул, показало хорошее соответствие между данными. Результаты работы могут быть применены для прогнозирования и мониторинга ионизационным зондом максимальной температуры пламени и давления в камере сгорания двигателя внутреннего сгорания (ДВС) и других энергетических установок.

Температура пламени; давление; хемионизация; ионизационный зонд; зона химических реакций; hythane.

Цитирование: Шайкин А.П., Галиев И.Р. О связи хемионизации пламени с температурой и давлением в камере сгорания переменного объёма // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 91-100. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-91-100

Введение

Развитие энергетики и транспорта востребовало широкое использование альтернативных видов топлива, в том числе и в виде смесей традиционных топлив с химическими регуляторами горения [1]. Научная сторона этого развития, направленная на повышение эффективности сжигания углеводородов, формируется в том числе и исследованиями активации горения добавками водорода в традиционные углеводородные топлива [2]. Начиная с 2000-х годов большую популярность набирает hythane – смесь природного газа с водородом [3]. Hythane успешно сочетает в себе преимущества природного газа (дешевизна топлива) и водорода (экологичность и высокая теплота сгорания). Для создания новых двигателей и энергетических установок, использующих hythane, необходимо изучение процесса сгорания композитного топлива.

На современном уровне для экспериментального исследования процесса сгорания в условиях камеры сгорания (КС) переменного объёма популярность набирает метод, основанный на явлении хемионизации пламени, т.е. использование ионизационных зондов (ИЗ) [4]. Известно, что при хемионизации экзотермические стадии реакции, идущие с участием молекул, находящихся в возбуждённом состоянии, приводят к выделению энергии, достаточной для возникновения ионизации, которая возникает в элементарном химическом акте, с образованием пары из иона и электрона. В пламени такой процесс идёт как побочная реакция между компонентами, участвующими в основной реакции горения. Таким образом, процесс хемионизации в зоне фронта пла-

мени неразрывно связан как с процессами горения, так и с природой топлива [5]. Полученные экспериментальные результаты [6; 7] позволяют говорить о хемионизации пламени как о характеристике горения в камерах сгорания энергетических установок. Однако, несмотря на значительные успехи в данной области, ещё до конца не изучена взаимосвязь хемионизации пламени с максимальным давлением в камере сгорания и адиабатической температурой пламени.

Целью работы является исследование связи хемионизации зоны химических реакций турбулентного пламени с его температурой и максимальным давлением в камере сгорания переменного объёма.

Вывод основных соотношений

Согласно традиционным представлениям электродинамики, электронный ток пламени зависит от концентрации электронов в области взаимодействия ИЗ с зоной химических реакций пламени, температуры пламени (T_b), площади контакта ИЗ с зоной химических реакций пламени (S), заряда (e^-) и массы (m_e) электрона.

Концентрация электронов в области взаимодействия ИЗ с зоной химических реакций пламени зависит: 1) от количества углеродсодержащих частиц топлива в камере сгорания [5]; 2) количества частиц, проникающих из зоны подогрева в зону химических реакций пламени; 3) доли частиц с энергией, достаточной для вступления в химическую реакцию; 4) вероятности, что химическая реакция будет сопровождаться выделением электронов; 5) доли электронов, попадающих на ИЗ.

Таким образом, температура пламени описывается формулой

$$T_b = 0,5 \left(\frac{I}{N A} \right)^2 + \frac{E_a}{R} + \frac{I}{2 N A} \sqrt{\left(\frac{I}{N A} \right)^2 + 4 \frac{E_a}{R}}, \quad (1)$$

$$N = \frac{M_f}{M_{fi}} g_c \frac{V_i}{V_c V_f} \exp \left[-\frac{a}{D_m + D_t} \right] P, \quad (2)$$

$$A = e^{-\sqrt{\frac{8k}{\pi m_e}} S}. \quad (3)$$

Здесь I – показания ионизационного зонда, А; N – концентрация электронов во фронте пламени, частиц/м³; A – константа, А·м³/К; M_f – масса топлива в камере сгорания, кг; M_{fi} – масса одной молекулы топлива, кг; g_c – массовая доля углерода в топливе; V_f – объём зоны химических реакций пламени, равный произведению ширины зоны химических реакций на площадь поверхности пламени, м³; V_c – объём камеры сгорания, м³; V_i – объём зоны химических реакций пламени, контактирующей с ИЗ, м³; E_a – энергия активации, $E = 7,1$ кДж/моль [8]; R – универсальная газовая постоянная, кДж/(моль·К); P – вероятность хемионизации, $P \in [0; 1]$; k – постоянная Больцмана, Дж/К; a – температуропроводность, м²/с; D_m – коэффициент молекулярной диффузии, м²/с; D_t – коэффициент турбулентной диффузии, м²/с; m_e – масса электрона, кг;

S – площадь поверхности ИЗ, контактирующей с зоной химических реакций пламени, м^2 ; e^- – заряд электрона, Кл.

Поскольку в настоящее время существует большое количество модификаций ИЗ, то влияние их формы на значение электронного тока в формуле (1) учитывается через объём V_i , который равен произведению площади поверхности S , контактирующей с пламенем, на толщину дебаевского слоя, обусловленного напряжённостью электрического поля.

Давление в камере сгорания определялось с использованием уравнения состояния

$$P = \frac{M R}{V_c} (T_b \chi + T_0 [1 - \chi]), \quad (4)$$

где M – число молей горючей смеси и продуктов сгорания, моль; T_0 – температура несгоревшего топлива, К; χ – доля сгоревшего топлива.

Доля сгоревшего топлива была найдена с использованием уравнения состояния идеального газа и с учётом равенства давлений в сгоревшей и несгоревшей зоне КС:

$$\chi = \frac{1}{\frac{R_b T_b}{R_f T_{b \min}} \frac{V_u}{V_c - V_u} + 1}, \quad (5)$$

где R_b – газовая постоянная продуктов сгорания, Дж/(моль·К); R_f – газовая постоянная топливовоздушной смеси (ТВС), Дж/(моль·К); $T_{b \min}$ – температура погасания пламени, К; V_u – объём несгоревшего топлива, м^3 .

Поскольку смесь *hythane* с воздухом сжигается во всём объёме КС, то объём несгоревшего топлива зависит от объёма щелей в КС, толщины несгоревшего слоя топлива у стенок КС и от площади КС в момент окончания сгорания:

$$V_u = \delta_u S_k + V_{cr}, \quad (6)$$

где δ_u – толщина несгоревшего слоя топлива у стенки КС, м; S_k – площадь КС в момент окончания сгорания топлива, м^2 ; V_{cr} – объём щелей в КС, м^3 .

Площадь и объём КС в момент завершения сгорания зависят от размеров и формы КС, расположения свечи зажигания и продолжительности процесса сгорания, которая была найдена по политропе расширения.

Толщина пристеночного несгоревшего слоя рассчитывалась по формуле:

$$\delta_u = \frac{U_n \delta_t}{\left(\frac{S_{kc}}{S_{\phi n}} \right)_{\max} U_t}, \quad (7)$$

где U_n – нормальная скорость пламени, м/с; $\left(S_{kc} / S_{\phi n} \right)_{\max}$ – предельно возможное отношение площади контакта фронта пламени с КС (S_{kc}) к площади поверхности фронта

пламени ($S_{\phi n}$); δ_t – ширина зоны турбулентного горения, м; U_t – скорость распространения турбулентного пламени, м/с.

Нормальная скорость пламени с учётом экспериментальных данных [9] и поправок [10; 11], учитывающих особенности сжигания метановодородовоздушных смесей в ДВС, рассчитывалась по формуле:

$$U_n = U_{n0} \left(\frac{T_u}{T_0} \right)^\gamma \left(\frac{P_u}{P_0} \right)^\beta, \quad (8)$$

где U_{n0} – нормальная скорость пламени при температуре T_0 и давлении P_0 , м/с; T_u, P_u – соответственно температура и давление при сгорании; γ, β – постоянные.

Температура погасания пламени и предельно возможное отношение площади контакта фронта пламени с КС (S_{kc}) к площади поверхности фронта пламени ($S_{\phi n}$) определялось с использованием теории пределов распространения пламени академика Я.Б. Зельдовича. В результате было выявлено, что сжигание стехиометрических смесей с добавкой водорода приводит к увеличению $(S_{kc} / S_{\phi n})_{\max}$, т.е. повышает устойчивость горения. Полученный результат соответствует исследованиям [12], зафиксировавшим увеличение устойчивости горения и расширение концентрационных пределов распространения пламени при добавках водорода.

Экспериментальные результаты и их обсуждение

Для проверки предлагаемого метода расчёта температуры пламени и давления в КС были экспериментально найдены величины, входящие в (1)–(8). Эксперименты проводились в камере сгорания переменного объёма, в качестве топлива использовался *hythane* с содержанием водорода (g_H) при 5, 10 и 15%.

В результате проведённых исследований были получены значения давления в камере сгорания, электронного тока, ширины зоны химических реакций и скорости распространения турбулентного пламени при разных добавках водорода в *hythane* и коэффициентах избытка воздуха α (рис. 1).

Анализ графиков на рис. 1 показывает, что максимальные значения электронного тока, температуры пламени и давления наблюдаются при сжигании стехиометрических смесей *hythane*.

Результаты (рис. 1, а) показали, что только при 5%-й добавке водорода в топливо происходит увеличение электропроводности зоны химических реакций пламени. Причём с обеднением смеси влияние добавки водорода усиливается. Подобные результаты известны для поршневого двигателя [7] при изучении влияния на электронный ток добавок (в массовых долях) 4 и 8% водорода в природный газ. Причина этого заключается в зависимости электропроводности пламени от концентрации свободного радикала CN^+ , которая зависит от доли углерода в топливе и скорости химических реакций. Количество углерода в топливе определяет потенциальный резерв образования CN^+ , а скорость химических реакций характеризует интенсивность его образования во время процесса сгорания. При добавке водорода в топливо одновременно происходит уменьшение концентрации углерода и увеличение скорости химических реакций.

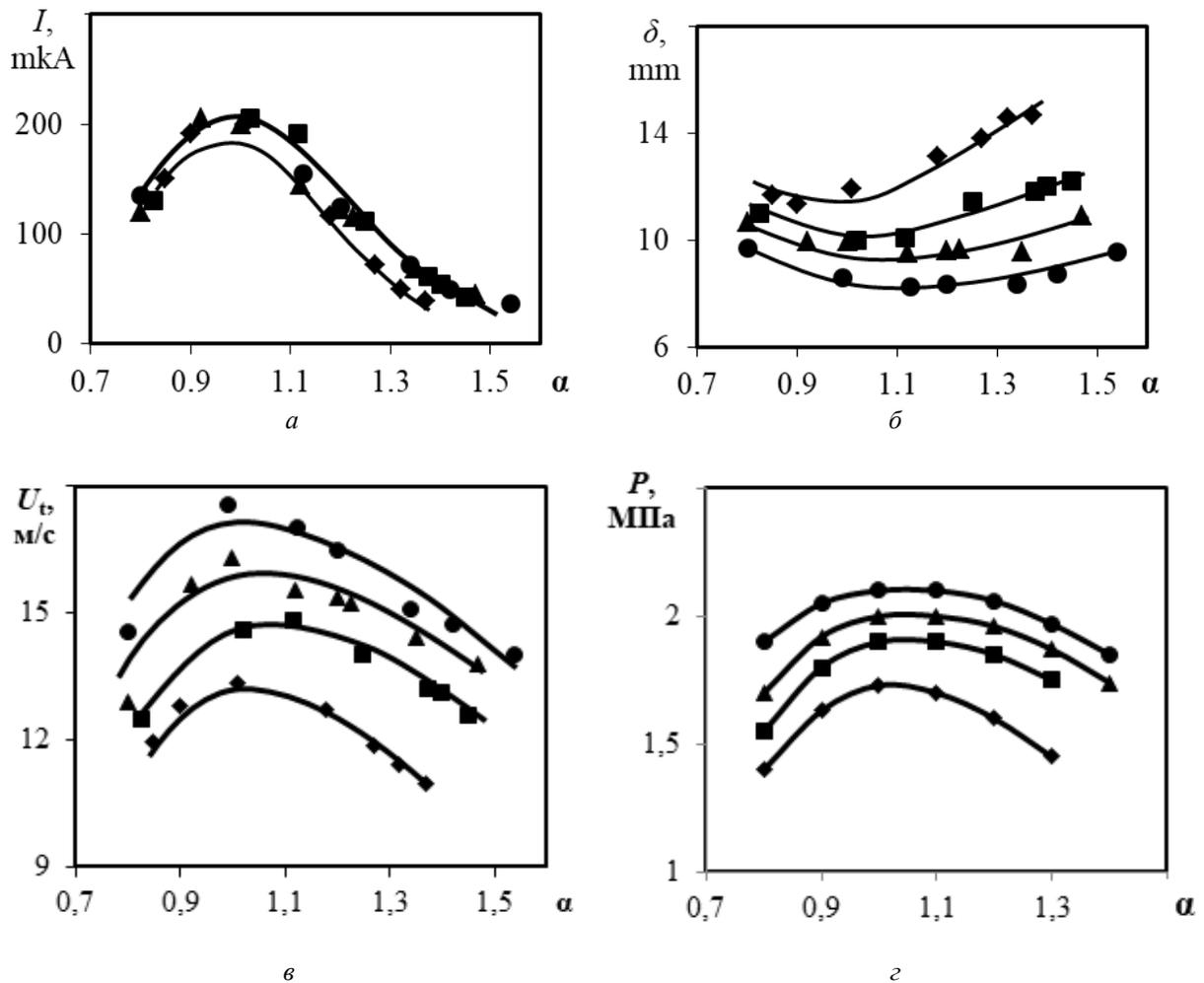


Рис. 1. Зависимость электронного тока (а), ширины зоны химических реакций (б), скорости распространения пламени (в) и максимального давления в КС (г) от коэффициента избытка воздуха и добавок водорода:
 $g_n=0\%$ – \blacklozenge ; $g_n=5\%$ – \blacksquare ; $g_n=10\%$ – \blacktriangle ; $g_n=15\%$ – \bullet

Из данных, представленных на рис. 1, б, видно, что добавление водорода приводит к сужению ширины зоны химических реакций турбулентного пламени. Данный эффект объясняется возрастанием скорости химических реакций во фронте пламени. Чем выше скорость реакций, тем быстрее сгорает топливо и интенсивнее сокращается ширина зоны химических реакций пламени. Отмечено, что уменьшение ширины пламени происходит интенсивнее с увеличением коэффициента избытка воздуха. Так, например, при $\alpha = 1$ добавка 15% водорода приводит к сокращению ширины пламени на 18%, а для $\alpha = 1,2$ соответственно на 26%.

Зависимость скорости распространения пламени от состава ТВС и доли водорода в *hythane* показана на рис. 1, в. Анализ выявил увеличение скорости пламени при добавке водорода. Причиной этого является то, что добавка водорода способствует формированию большего количества активных центров химических реакций и снижению энергии воспламенения. Следовательно, происходит интенсификация химических реакций горения.

Данные экспериментов на рис. 1, г показывают заметный рост максимального давления сгорания в цилиндре ДВС при увеличении доли водорода в топливе. Причём с обеднением смеси влияние добавок водорода усиливается. Подобное поведение давления при изменении химического состава топлива наблюдалось при сжигании смесей

метана с водородом в поршневых двигателях разной конструкции [13–15], а также при сжигании смесей бензина с водородом в двигателе [16] и в бомбе постоянного объёма [17]. Позитивное влияние водорода на давление объясняется тем, что водород способствует увеличению теплоты сгорания топлива и скорости распространения пламени. В результате при сгорании выделяется больше тепла, а само топливо сгорает в меньшем объёме. Таким образом, добавление водорода может обеспечить устойчивое сгорание бедной ТВС без потерь мощности ДВС.

Сравнение T_b , рассчитанной по формуле (1), с температурой, рассчитанной по общепринятой методике (с использованием уравнения состояния и функции Вибе) [10], при экспериментальных значениях давления показало наличие хорошей сходимости при изменении коэффициента избытка воздуха α от 0,8 до 1,15. Однако с дальнейшим обеднением топлива расхождение расчётных и экспериментальных данных увеличивается. Например для $\alpha = 1,3$ расхождение достигает 14%. На рис. 2 представлена расчётная зависимость температуры пламени в камере сгорания переменного объёма от коэффициента избытка воздуха и добавок водорода в топливо.

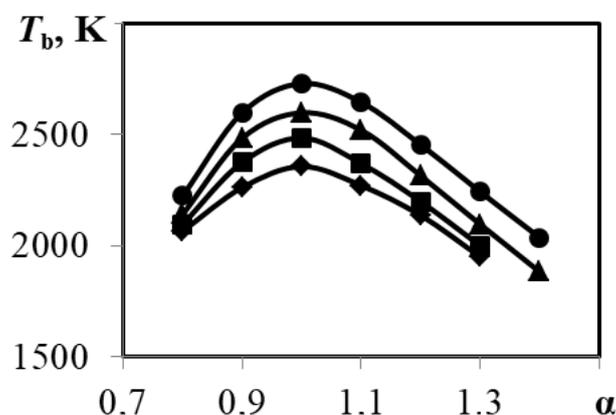


Рис. 2. Зависимость температуры пламени от коэффициента избытка воздуха и добавок водорода: $g_H2=0\%$ – \blacklozenge ; $g_H2=5\%$ – \blacksquare ; $g_H2=10\%$ – \blacktriangle ; $g_H2=15\%$ – \bullet

Использование добавок водорода приводит к повышению температуры пламени. Например, при $\alpha=1$ добавка водорода в количестве 15% приводит к росту температуры на 22%. Данный эффект качественно схож с известными результатами [18;19] и объясняется промотирующим влиянием водорода на процесс сгорания и повышением теплоты сгорания топлива.

На рис. 3 представлена зависимость полноты сгорания топлива и максимального давления в КС от коэффициента избытка воздуха и доли водорода в топливе.

Из зависимостей, показанных на рис. 3, а, видно, что с увеличением доли водорода в топливе растёт полнота сгорания топлива. Это объясняется ростом скорости сгорания реакций пламени. Стоит отметить, что формула (5) позволяет уточнить модель И.И. Вибе и могут быть рассчитаны три из четырёх параметров, входящих в модель.

На рис. 3, б представлены значения максимального давления в цилиндре ДВС, полученные экспериментально и рассчитанные по уточнённой модели И.И. Вибе с использованием формул (4), (5). Приведённые зависимости показывают хорошее соответствие экспериментальных и расчётных данных, что свидетельствует о достоверности формул.

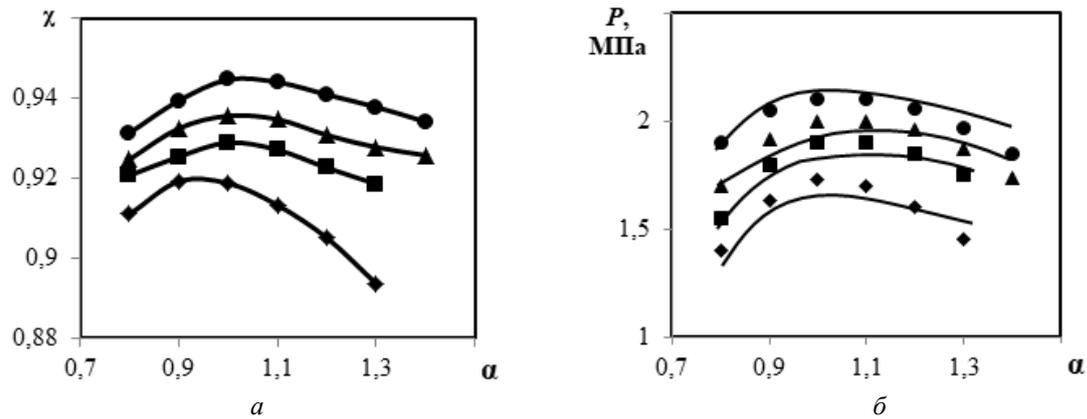


Рис. 3. Зависимость полноты сгорания топлива (а) и максимального давления (б) от коэффициента избытка воздуха и доли водорода:
расчёт - —; эксперимент - \diamond , \blacksquare , \blacktriangle , \bullet ; \diamond - $r_H=0\%$; \blacksquare - $r_H=29\%$; \blacktriangle - $r_H=47\%$; \bullet - $r_H=58\%$

Заключение

Результаты экспериментального определения характеристик распространения турбулентного пламени, электропроводности в зоне химических реакций пламени и анализа их воздействия на температуру пламени и максимальное давление в камере сгорания переменного объёма позволяют сделать следующие выводы.

1. Максимальные значения электронного тока, температуры пламени и давления наблюдаются при сжигании стехиометрических смесей.

2. Повышение электропроводности пламени свидетельствует об интенсификации кинетики химических реакций горения, что в результате приводит к росту температуры пламени и давления в камере сгорания.

3. Теоретически и экспериментально доказано, что связь хемионизации пламени с температурой и давлением в камере сгорания имеет сложный, нелинейный характер, которая зависит, в том числе, от химического состава горючей смеси, фундаментальных характеристик распространения пламени и конструкции камеры сгорания.

4. Предложенный метод, основанный на использовании явления хемионизации углеводородного пламени, позволяет с требуемой точностью рассчитать температуру пламени и максимальное давление в камере сгорания переменного объёма. Это говорит о целесообразности применения ионизационных зондов на этапе проектирования и доводки малоэмиссионных и энергоэффективных камер сгораний двигателей и энергоустановок.

Работа выполнена в рамках государственного заказа, проект № 394, и при поддержке Правительства Самарской области в рамках программы назначения денежных выплат для молодых учёных и конструкторов, работающих в Самарской области.

Библиографический список

1. Nanthagopal K., Subbarao R., Elango T., Baskar P., Annamalai K. Hydrogen enriched compressed natural gas (HCNG): A futuristic fuel for internal combustion engines // Thermal Science. 2011. V. 15, Iss. 4. P. 1145-1154. DOI: 10.2298/tsci100730044n
2. Rakopoulos C.D., Scott M.A., Kyritsis D.C., Giakoumis E.G. Availability analysis of hydrogen/natural gas blends combustion in internal combustion engines // Energy. 2008. V. 33, Iss. 2. P. 248-255. DOI: 10.1016/j.energy.2007.05.009

3. Molina D., Restrepo F., Bedoya I. Combustion Monitoring System On A Natural Gas Fuelled Spark Ignition Engine With High Compression Ratio Using Ionization Current Sensors // *Proceedings Energy and Sustainability VI*. 2015. V. 195. P. 209-218. DOI: 10.2495/esus150181

4. Ясников И.С., Ивашин П.В., Шайкин А.П. К вопросу о турбулентном распространении пламени в замкнутом объёме // *Журнал технической физики*. 2013. Т. 83, № 11. С. 39-43.

5. Шайкин А.П., Галиев И.Р. О влиянии температуры и ширины зоны турбулентного горения на показания ионизационного датчика // *Журнал технической физики*. 2016. Т. 86, № 8. С. 87-89.

6. Шайкин А.П., Ивашин П.В., Галиев И.Р., Дерячев А.Д. Характеристики распространения пламени и их влияние на образование несгоревших углеводородов и оксида азота в отработавших газах при добавке водорода в топливно-воздушную смесь энергетических установок с искровым зажиганием. Самара: Самарский научный центр РАН, 2016. 259 с.

7. Gao Z., Wu X., Gao H., Liu B. Investigation on characteristics of ionization current in a spark-ignition engine fueled with natural gas-hydrogen blends with BSS de-noising method // *International Journal of Hydrogen Energy*. 2010. V. 35, Iss. 23. P. 12918-12929. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2010.08.129

8. Гардинер У. Химия горения. М.: Мир, 1988. 464 с.

9. Hermanns R.T. *Laminar Burning Velocities of Methane-Hydrogen-Air Mixtures*. Veenendaal: Universal Press, 2007. 144 p.

10. Heywood J.B. *Internal Combustion Engine Fundamentals*. New York: McGraw-Hill, 1988. 930 p.

11. Verhelst S., Woolley R., Lawes M., Sierens R. Laminar and unstable burning velocities and Markstein lengths of hydrogen-air mixtures at engine-like conditions // *Proceedings of the Combustion Institute*. 2005. V. 30, Iss. 1. P. 209-216. DOI: 10.1016/j.proci.2004.07.042

12. Гельфанд Б.Е., Попов О.Е., Чайванов Б.Б. Водород: параметры горения и взрыва. М.: Физматлит, 2008. 288 с.

13. Ma F., Naeve N., Wang L. Hydrogen-enriched compressed natural gas as a fuel for engines // *Natural Gas*. 2010. P. 307-333. DOI: 10.5772/9852

14. Mohammed S.E., Baharom M.B., Aziz A.R.A. Analysis of engine characteristics and emissions fueled by in-situ mixing of small amount of hydrogen in CNG // *International Journal of Hydrogen Energy*. 2011. V. 36, Iss. 6. P. 4029-4037. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2010.12.065

15. Ceper B.A. Usability of hydrogen-natural gas mixtures in internal combustion engines. Phd thesis. Erciyes University, Institute of Natural Sciences, 2009. 230 p.

16. Negurescu N., Pana C., Cernat A. Aspects of using hydrogen in SI engine // *UPB Scientific Bulletin, Series D: Mechanical Engineering*. 2012. V. 74, Iss. 1. P. 11-20.

17. Бортников Л.Н., Павлов Д.А., Русаков М.М., Шайкин А.П. Состав продуктов сгорания бензоводородовоздушных смесей в сферической камере постоянного объёма // *Химическая физика*. 2011. Т. 30, № 1. С. 56-65.

18. Арутюнов В.С., Борисов А.А., Политенкова Г.Г., Рахметов А.Н., Трошин К.Я. Влияние добавок водорода на нижний концентрационный предел воспламенения метана // *Горение и взрыв*. 2012. № 5. С. 28-32.

19. Cho E.-S., Chung S.H. Improvement of flame stability and NO_x reduction in hydrogen-added ultra lean premixed combustion // *Journal of Mechanical Science and Technology*. 2009. V. 23, Iss. 3. P. 650-658. DOI: 10.1007/s12206-008-1223-x

RELATION BETWEEN FLAME CHEMIIONIZATION AND VARIABLE-VOLUME COMBUSTION CHAMBER TEMPERATURE AND PRESSURE

© 2017

A. P. Shaikin Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Energy Machines and Control Systems; Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation; td@tltsu.ru

I. R. Galiev Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Vehicle Design and Operation; Togliatti State University, Togliatti, Russian Federation; sbs777@yandex.ru

The article presents the results of investigating the relation between flame chemiionization and the flame temperature and pressure in a variable- volume combustion chamber. Functional dependences of flame temperature and maximum pressure on the electron current caused by flame chemiionization, fundamental characteristics of flame propagation and combustion efficiency are presented. Comparison of the temperature calculated by the proposed method with experimental data shows that with the excess air factor of 0.8 to 1.15, the precision is more than 85%. Comparison of the maximum pressure obtained experimentally and calculated by the refined Vibe model, using the proposed formulas, showed good agreement. The results of the work can be used to predict and monitor maximum flame temperature and pressure in the combustion chamber of an internal combustion engine and other power plants using an ionization probe.

Flame temperature; pressure; chemiionization; ionization probe; chemical reaction zone; hythane.

Citation: Shaikin A.P., Galiev I.R. Relation between flame chemiionization and variable-volume combustion chamber temperature and pressure. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 91-100. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-91-100

References

1. Nanthagopal K., Subbarao R., Elango T., Baskar P., Annamalai K. Hydrogen enriched compressed natural gas (HCNG): A futuristic fuel for internal combustion engines. *Thermal Science*. 2011. V. 15, Iss. 4. P. 1145-1154. DOI: 10.2298/tsci100730044n
2. Rakopoulos C.D., Scott M.A., Kyritsis D.C., Giakoumis E.G. Availability analysis of hydrogen/natural gas blends combustion in internal combustion engines. *Energy*. 2008. V. 33, Iss. 2. P. 248-255. DOI: 10.1016/j.energy.2007.05.009
3. Molina D., Restrepo F., Bedoya I. Combustion Monitoring System On A Natural Gas Fuelled Spark Ignition Engine With High Compression Ratio Using Ionization Current Sensors. *Proceedings Energy and Sustainability VI*. 2015. V. 195. P. 209-218. DOI: 10.2495/esus150181
4. Yasnikov I.S., Ivashin P.V., Shaikin A.P. On the turbulent propagation of a flame in a closed volume. *Technical Physics*. 2013. V. 58, Iss. 11. P. 1587-1591. DOI: 10.1134/s1063784213110297
5. Shaikin A.P., Galiev I.R. On the effect of temperature and the width of the turbulent combustion zone on the ionization detector readings. *Technical Physics*. 2016. V. 61, Iss. 8. P. 1206-1208. DOI: 10.1134/s1063784216080247
6. Shaikin A.P., Ivashin P.V., Galiev I.R., Deryachev A.D. *Kharakteristiki rasprostraneniya plameni i ikh vliyaniye na obrazovaniye nesgorevshikh uglevodorodov i oksida azota v otrabotavshikh gazakh pri dobavke vodoroda v toplivno-vozdushnuyu smes' energeticheskikh ustanovok s iskrovym zazhiganiyem* [Characteristics of flame propagation and their influence on the formation of unburned hydrocarbons and nitric oxide in the exhaust gases with the addition of hydrogen to the fuel-air mixture of spark-ignition power plants]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2016. 259 p.

7. Gao Z., Wu X., Gao H., Liu B. Investigation on characteristics of ionization current in a spark-ignition engine fueled with natural gas-hydrogen blends with BSS de-noising method. *International Journal of Hydrogen Energy*. 2010. V. 35, Iss. 23. P. 12918-12929. DOI: 10.1016/j.ijhydene.2010.08.129

8. Gardiner W.C. *Combustion Chemistry*. New York: Springer-Verlag, 1984. 351 p.

9. Hermanns R.T. *Laminar Burning Velocities of Methane-Hydrogen-Air Mixtures*. Veenendaal: Universal Press, 2007. 144 p.

10. Heywood J.B. *Internal Combustion Engine Fundamentals*. New York: McGraw-Hill, 1988. 930 p.

11. Verhelst S., Woolley R., Lawes M., Sierens R. Laminar and unstable burning velocities and Markstein lengths of hydrogen – air mixtures at engine-like conditions. *Proceedings of the Combustion Institute*. 2005. V. 30, Iss. 1. P. 209-216.

DOI: 10.1016/j.proci.2004.07.042

12. Gel'fand B.E., Popov O.E., Chayvanov B.B. *Vodorod: parametry goreniya i vzryva* [Hydrogen: parameters of combustion and explosion]. Moscow: Fizmatlit Publ., 2008. 288 p.

13. Ma F., Naeve N., Wang L. Hydrogen-enriched compressed natural gas as a fuel for engines // *Natural Gas*. 2010. P. 307-333. DOI: 10.5772/9852

14. Mohammed S.E., Baharom M.B., Aziz A.R.A. Analysis of engine characteristics and emissions fueled by in-situ mixing of small amount of hydrogen in CNG. *International Journal of Hydrogen Energy*. 2011. V. 36, Iss. 6. P. 4029-4037.

DOI: 10.1016/j.ijhydene.2010.12.065

15. Ceper B.A. Usability of hydrogen–natural gas mixtures in internal combustion engines. Phd thesis. Erciyes University, Institute of Natural Sciences, 2009. 230 p.

16. Negurescu N., Pana C., Cernat A. Aspects of using hydrogen in SI engine. *UPB Scientific Bulletin, Series D: Mechanical Engineering*. 2012. V. 74, Iss. 1. P. 11-20.

17. Bortnikov L.N., Pavlov D.A., Rusakov M.M., Shaikin A.P. The composition of combustion products formed from gasoline-hydrogen-air mixtures in a constant-volume spherical chamber. *Russian Journal of Physical Chemistry B*. 2011. V. 5, Iss. 1. P. 75-83. DOI: 10.1134/s1990793111010039

18. Arutyunov V.S., Borisov A.A., Politenkova G.G., Rakhmetov A.N., Troshin K.Ya. The effect of hydrogen additives on the lean flammability limit of methane. *Combustion and Explosion*. 2012. No. 5. P. 28-32. (In Russ.)

19. Cho E.-S., Chung S.H. Improvement of flame stability and NOx reduction in hydrogen-added ultra lean premixed combustion. *Journal of Mechanical Science and Technology*. 2009. V. 23, Iss. 3. P. 650-658. DOI: 10.1007/s12206-008-1223-x

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КАЛИБРОВОЧНОГО ИСТОЧНИКА ИЗЛУЧЕНИЯ НА БАЗЕ ПИД-РЕГУЛЯТОРА

© 2017

В. В. Волков инженер-конструктор;
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;
volvvv@mail.ru

Совершенствование методик радиометрической коррекции многоканальной спектральной аппаратуры и широкое распространение светодиодных источников требуют развития как математических, так и экспериментальных методов калибровки полученных спектральных данных. Получение истинных коэффициентов спектрального отражения требует применения высокостабильных источников излучения, что позволяет повысить точность измерения. Применение сверхъярких светодиодов для целей радиометрической калибровки ограничивается вариациями их характеристик во времени, деградацией структур и температурным дрейфом характеристик. Стабилизация спектрального максимума излучения светодиодов требует привлечения дополнительных методов термостабилизации источников излучения путём контроля выделяемой мощности на кристалле с учётом нелинейности кривой фотоотдачи кристалла в зависимости от протекаемого тока. Именно нелинейность процессов тепловыделения кристалла при выходе на оптимальную рабочую точку требует применения высокоточного режима термостабилизации. Разработана и экспериментально апробирована методика «пропорционального интегрально-дифференциального» регулирования температуры для светоизлучающих диодов повышенной яркости с люминофорным покрытием кристалла. Показана возможность применения термостабилизации высокостабильного источника для целей стабилизации спектральных характеристик, что позволяет использовать данную методику для повышения точности оценки оптических свойств изучаемой поверхности.

Калибровочный источник; терморегулятор; пропорциональный интегрально-дифференциальный регулятор (ПИД); светоизлучающие диоды; спектральная плотность.

Цитирование: Волков В.В. Моделирование и экспериментальная отработка системы терморегулирования калибровочного источника излучения на базе ПИД-регулятора // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 101-107. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-101-107

Введение

Использование аппаратно-программного комплекса на базе микроконтроллера *AtMega 328* и программной среды *Matlab* вместе с источником излучения повышенной мощности позволяет изучить особенности функционирования и определить ряд требований для сохранения постоянной спектральной плотности излучения на различных длинах волн. Полученный источник вместе с управляющей системой излучения может использоваться как калибровочный источник для различных видов наземных гиперспектрометров, а также использоваться вместе с ними при лабораторных испытаниях аппаратуры.

Объектом исследования в данной работе является прецизионный светодиодный источник излучения, предмет исследования – система обеспечения теплового режима (СОТР) и система токовой стабилизации источника излучения. Целью работы является разработка программно-аппаратного комплекса для настройки ПИД-регуляторов системы обеспечения теплового режима для сохранения постоянства спектральных характеристик излучателей.

Необходимость применения ПИД-регулятора диктуется тем, что работа пропорционального регулятора при достаточно малом коэффициенте усиления приводит к

возникновению ненулевой статической ошибки, а при большом коэффициенте усиления могут возникнуть неприемлемые колебательные процессы. Поэтому интегральная составляющая необходима для устранения статической ошибки. В условиях действия внешних температурных возмущений на объект управления регулятор должен обеспечить быстрый выход на заданный режим, что при правильной настройке обеспечивает дифференциальная составляющая регулятора.

Модель объекта управления

К разрабатываемому ПИД-регулятору предъявляются следующие требования по форме отклика на внешние возмущения:

- перерегулирование – не более 0,5 °С;
- статическая ошибка – 0,1 °С;
- время установления – не более 100 с;
- коэффициент затухания – больше 4.

Рассмотрим метод настройки ПИД-регулятора. Для применения аналитических методов автоматической настройки ПИД-регуляторов используются, как правило, модели объектов управления, представляющие собой устойчивые апериодические звенья первого и второго порядка с транспортной задержкой. В рассматриваемом случае с учётом нелинейности вольт-амперной характеристики (ВАХ) полупроводникового перехода применима модель [1] второго порядка:

$$W(s) = \frac{K}{(T_1s + 1)(T_2s + 1)} e^{-sL}, \quad (1)$$

где T_1, T_2 – постоянные времени; K – коэффициент передачи; L – динамическая задержка, аппроксимированная в данном случае транспортной задержкой.

Для получения численных коэффициентов моделей объектов управления, аппроксимированных передаточной функцией (1), производится идентификация с помощью тестовых воздействий. В работе для определения характеристик проводилась подача ступенчатого воздействия.

Единичный скачок (ступенчатое воздействие), подаваемый на вход системы, в отличие от других тестовых сигналов позволяет получить установившееся значение выходной величины системы и точно определить коэффициент передачи объекта в установившемся режиме. Особенно полезно применение прямоугольного импульса, имеющего большую спектральную плотность в области высоких частот и множество гармонических составляющих в спектре сигнала.

Один из методов расчёта, предложенный в [2] для расчёта коэффициентов по отклику на изменение величины уставки, даёт следующие соотношения:

$$K_p = \frac{1.2T}{0.63KL}; K_i = \frac{K_p}{2L}; K_d = K_p L. \quad (2)$$

Данные соотношения обеспечивают декремент затухания равный четырём. При использовании соотношений (2) важно заметить, что они являются эмпирическими и могут быть применены только в ограниченном диапазоне значений постоянного времени и задержки. Это означает, что значение соотношения L/T не должно лежать вне диапазона (0,1;1,0). Метод расчёта коэффициентов регулятора основан на определении

некоторых особенностей динамики процессов и даёт хорошую настройку только в ограниченных ситуациях.

Подаваемое на вход объекта управления тестовое воздействие должно иметь достаточно малую амплитуду, но в то же время отношение сигнала к шуму должно быть достаточно большим для наиболее точной идентификации. Для модели объекта управления, аппроксимированной передаточной функцией (1), реакция на ступенчатое воздействие во временной области выглядит как

$$h(t) = K \left(1 - e^{-\frac{t-L}{T}} \right).$$

Используя такое понятие как средняя длительность переходного процесса ($T_{ar} = T + L$), можно сформулировать один из вариантов критерия, при котором кривые отклика объекта управления для модели [2] можно в некотором приближении считать совпадающими. Данное условие достигается при пересечении переходных характеристик модели и объекта на определённом уровне:

$$h(t) = K(1 - e^{-1}) = 0,63K. \quad (3)$$

Коэффициент передачи K вычисляется следующим образом:

$$K = \frac{y(st) - y_0}{U_{\max}}, \quad (4)$$

где $y(st)$ – установившееся значение реакции на воздействие; y_0 – начальное выходной величины; U_{\max} – амплитуда входного сигнала.

Параметр a , применяемый для настройки коэффициентов регулятора, можно определить из определения подобия треугольников:

$$\frac{L}{T} = \frac{a}{0,63K} \Rightarrow a = \frac{0,63KL}{T}. \quad (5)$$

Проведём экспериментальную оценку применимости данных коэффициентов, применив их в алгоритме, заложенном в программу микроконтроллера, управляющего режимом энергопотребления.

Экспериментальное исследование

Как известно, основными влияющими факторами, оказывающими воздействие на спектральную плотность и положение максимума излучения, являются температура кристалла и напряжение, приложенное к излучающему переходу. Именно неравномерность рабочего участка вольт-амперной характеристики светодиодов требует привлечения методов токовой стабилизации кристалла, что не может в полной мере решить задачу без применения термостабилизирующей платформы на основе радиатора. Линейный участок ВАХ говорит о выходе на рабочую точку (рис. 1), при этом рост тепловыделения кристалла определяется квадратом протекающего тока.

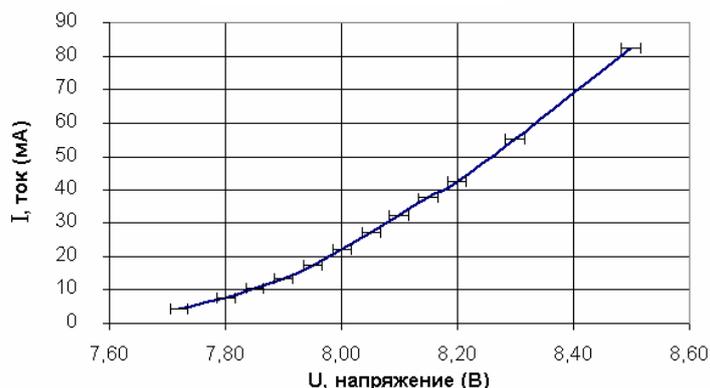


Рис. 1. Рабочий участок вольт-амперной характеристики светодиода

Для целей апробации и исследования выбраны светодиоды повышенной яркости видимого диапазона. Особенностью их строения является применение люминофорного покрытия для переизлучения исходного излучения кристалла в широком диапазоне длин волн. Предельная мощность, потребляемая одним светодиодом в штатном режиме, составляет 7 Вт. Суммарная мощность шести светодиодов не превышает 42 Вт, что требует применения теплоотводящего радиатора с датчиком температуры для получения обратной связи. На рис. 2, а представлен рабочий макет излучателя на базе диодов LXML-PW71 с алюминиевым радиатором и закреплённым термодатчиком, а на рис. 2, б – спектральная плотность отдельного светодиода.

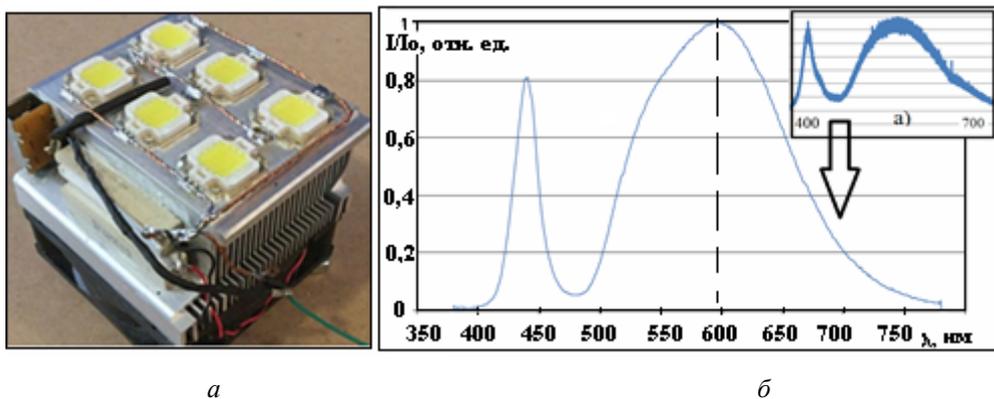


Рис. 2. Макет излучателя (а); экспериментально зарегистрированная спектральная плотность излучения (после радиометрической коррекции и фильтрации) (б)

Спектр излучения сверхъярких светодиодов записывался с использованием прецизионного щелевого Фурье-спектрометра с последующей оцифровкой 12-битным кодом. Полученные экспериментальные данные спектральной плотности излучения подвергались медианной фильтрации (для подавления шумов) и радиометрической коррекции с учётом чувствительности фотодиода, расположенного в щелевом приёмнике излучения.

В процессе экспериментального исследования было определено, что смещение максимума излучения происходит при увеличении напряжения питания более чем на 10% от номинального значения. Это приводит к увеличению выделяемой тепловой мощности на 73%.

Точность температурной стабилизации определим через смещение максимума кривой от приложенного напряжения. Так при напряжении питания 8,0 В (ток 50 мА) максимум излучения соответствует 593 нм, а при напряжении 8,5 В (ток 70 мА) – 593,2 нм, при этом кривая спектральной плотности полностью совпадает по форме. Однако при снижении питающего напряжения до 8 В происходит смещение максимума излучения в область более длинных волн на 0,2 нм, что говорит о несущественном изменении теплового режима светодиода и пренебрежимо малом смещении максимума излучения с сохранением формы кривой спектральной плотности.

Рассмотрим построение аппаратно-программного комплекса для ПИД-регулятора на базе отладочной платы со встроенным контроллером AVR AtMega328.

На этапе разработки комплекса должны быть решены следующие задачи:

1. Реализация ПИД контроллера на базе 8-разрядного МК, слежение за ходом процесса управления оператором в режиме реального времени.
2. Возможность изменения оператором некоторых настроек в системе непосредственно во время процесса управления.

Структурная схема программной модели комплекса представлена на рис. 3.

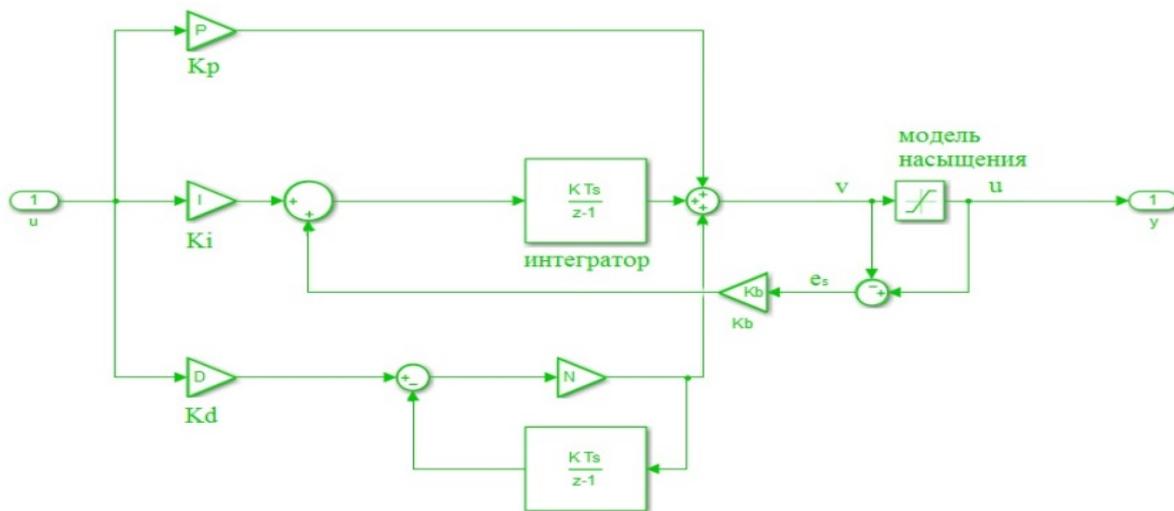


Рис. 3. Структурная схема ПИД-регулятора

На рис. 3: T_s – шаг дискретизации; N – коэффициент, задающий граничную частоту фильтра нижних частот для дифференциальной составляющей регулятора; K_p , K_i , K_d – коэффициенты пропорциональной, интегральной, дифференциальной составляющих регулятора соответственно.

Объект управления представляет собой нелинейную резистивную нагрузку – светодиод с известной ВАХ. Сигналы с датчика температуры, расположенного на радиаторе, с помощью реализованной четырёхпроводной схемы измерения поступают на схему смещения и усиления сигнала, а затем на входы аналого-цифрового преобразователя (АЦП) микроконтроллера, в котором реализован алгоритм управления. Управление светодиодом осуществляется с помощью выводов общего назначения микроконтроллера и схемы транзисторных ключей.

На этапе разработки данной схемы определены следующие требования к температурным датчикам, сигнал с которых снимается с помощью четырёхпроводной схемы измерения. Для слежения за ходом изменения температуры необходимо применение высокоточного преобразователя, в качестве которого, после серии опытов с термопа-

рой, был выбран медный термодатчик ТМ 232, имеющий таблицу калибровочных данных, поделённых на группы чувствительности.

Оцифровка полученных данных сопротивления осуществляется встроенным в контроллер 12-битным АЦП последовательного приближения с заданием опорного напряжения от внутреннего источника.

Сигнал из датчика по четырёхпроводной схеме измерения подаётся на делитель напряжения для достижения требуемого смещения сигнала. Для защиты входов АЦП от высокого напряжения применяется схема диодного ограничения из резистора и стабилитрона. Разность значений температуры уставки и сигнала с датчика подаётся на вход ПИД-регулятора.

С помощью широтно-импульсной модуляции (ШИМ) осуществляется управление внешним транзисторным ключом через порт вывода общего назначения. Реализация ШИМ [3] показана на рис. 4.

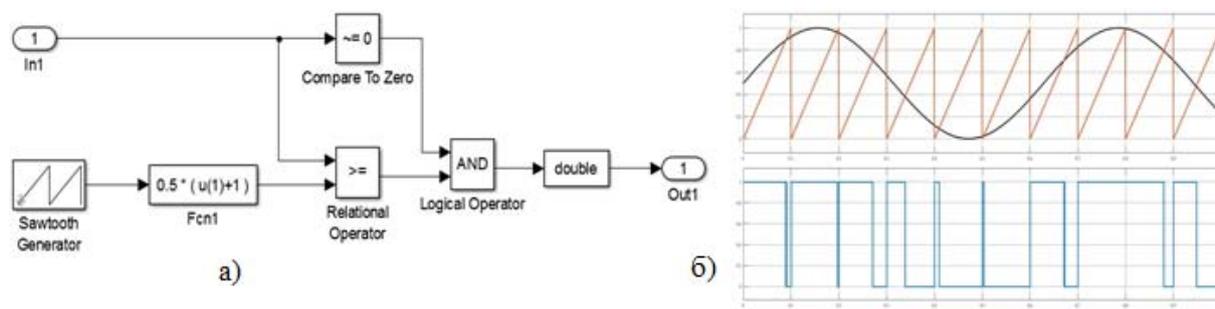


Рис. 4. Структурная схема ШИМ-генератора (а); результаты моделирования (б)

На вход $In1$ подаётся сигнал, который нужно преобразовать в последовательность импульсов различной скважности. Диапазон изменения сигнала для модуляции $In1 = 0 \div 1$. Далее сигнал сравнивается с нулём и со значением вспомогательного пилообразного сигнала, частота которого должна быть намного больше, чем частота моделируемого сигнала. На выходе ШИМ получается нулевое значение, когда значение пилообразного сигнала оказывается выше, чем значение моделируемого сигнала, и единичное значение в противоположном случае.

График процесса регулирования со всеми одновременно работающими контурами управления представлен на рис. 5. Процесс регулирования сопровождается незатухающими колебаниями малой амплитуды. При этом выполняются основные требования к качеству переходного процесса.

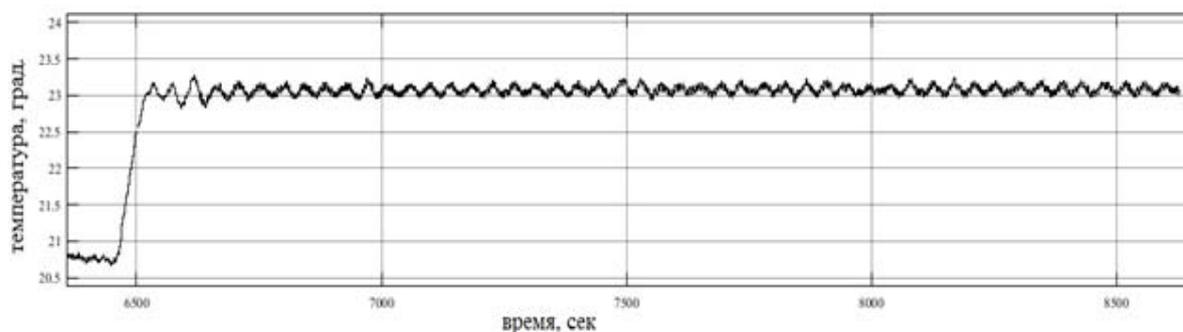


Рис. 5. Экспериментальная проверка коэффициентов регулятора

Заключение

Экспериментальная проверка методов автоматической настройки ПИД-регуляторов с учётом требований, предъявляемых к качеству регулирования, показала пригодность используемого метода. Метод обеспечивает большой запас устойчивости и приемлемую реакцию на внешние возмущения. Однако наблюдается слишком большое перерегулирование в реакции системы на изменение величины уставки – до 40% от изменения величины.

Библиографический список

1. Astrom K.J., Hagglund T. PID controllers: theory, design, and tuning. Washington: Instrument Society of America, 1995. 354 p.
2. Денисенко В.В. Термопреобразователи сопротивления // Современные технологии автоматизации. 2014. № 1. С. 98-101.
3. Гроп Д. Методы идентификации систем. М.: Мир, 1979. 302 с.

SIMULATION AND EXPERIMENTAL DEVELOPMENT OF A TEMPERATURE CONTROL SYSTEM OF A RADIATION CALIBRATION SOURCE BASED ON A PID-REGULYATOR

© 2017

V. V. Volkov Design Engineer;
Joint Stock Company Space Rocket Center Progress, Samara, Russian Federation;
volkovvv@mail.ru

Improvement of methods of radiometric correction for multichannel spectral hardware and wide usage of LED-sources require the development of both mathematical and experimental methods of calibration of the obtained spectral data. To obtain true coefficients of spectral reflection it is necessary to use high-stable radiation sources, which makes it possible to improve measuring accuracy, to perform a transition from absolute to relative units of measure. Application of high-brightness LEDs for the purposes of radiometric calibration is limited by variations of their characteristics over time, degradation of structures and temperature drift of characteristics. To stabilize the spectral LED radiation maximum we need to resort to additional methods for the temperature control of radiation sources by controlling dissipation power on the crystal, taking into account high nonlinearity of the dissipation curve of the crystal depending on the passing current. The nonlinearity of the processes of the crystal heat release at the optimum operation point calls for the application of a high-precision mode of temperature control. A technique of “proportional integral-derivative” temperature control for light-emitting diodes of increased brightness with phosphor-coated crystals was developed and experimentally tested. The possibility of using temperature control of a highly stable source to stabilize spectral characteristics is shown. It allows using this technique to increase the accuracy of assessing the optical properties of the surface under investigation.

Calibration source; temperature control; proportional integral-derivative (PID) regulator; emitting diode; spectral density.

Citation: Volkov V.V. Simulation and experimental development of a temperature control system of a radiation calibration source based on a PID-regulyator. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 101-107. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-101-107

References

1. Astrom K.J., Hagglund T. PID controllers: theory, design, and tuning. Washington: Instrument Society of America, 1995. 354 p.
2. Denisenko V.V. Resistive temperature transducers. *Sovremennye tekhnologii avtomatizatsii*. 2014. No. 1. P. 98-101. (In Russ.)
3. Grop D. *Metody identifikatsii sistem* [System identification methods]. Moscow: Mir Publ., 1979. 302 p.

АЛГОРИТМ КЛАСТЕРИЗАЦИИ С ПРОЕКЦИЕЙ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ОПТИМИЗАЦИИ РАЗМЕЩЕНИЯ ТРАНСПОРТНЫХ ОБЪЕКТОВ

© 2017

Б. А. Есипов кандидат технических наук, доцент кафедры информационных систем и технологий;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
bobpereira@yandex.ru

О. В. Москвичев кандидат экономических наук, доцент, заведующий кафедрой
«Управление эксплуатационной работой»;
Самарский государственный университет путей сообщения;
moskvichev063@yandex.ru

Н. С. Складнев студент;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
author_skn@gmail.com

А. О. Алёшинцев студент;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
fen1r16n@yandex.ru

Предлагается математическая модель и новый метод решения задачи оптимального размещения логистических центров двухуровневой сети железнодорожных перевозок на основе применения математического аппарата кластерного анализа. При заданных геоинформационных параметрах производств-поставщиков, а также заданных железнодорожных станциях сети железных дорог ставится задача оптимального выбора станций – контейнерных пунктов (КП). Критерием является минимизация общего суммарного объёма перевозок в тонно-километрах от производств до КП. Для этого в качестве оптимизационной математической модели используется модель разбиения объектов на кластеры. Искомыми кластерами являются подмножества точек-производств со своими центрами-КП. Поскольку центры кластеров обязательно должны находиться в железнодорожных станциях, в статье предложен новый алгоритм кластеризации «с проекцией». Исследованы возможности такого алгоритма кластеризации, названного *k-means pro*. Рассмотрена методика оптимизации выбора мест расположения контейнерных накопительных распределительных центров как центров кластеров второго уровня для двухуровневой сети перевозок. Приведены примеры расчётов для предприятий и железных дорог Приволжского федерального округа на основе созданного программного обеспечения.

Размещение транспортных объектов; двухуровневая сеть контейнерных перевозок; логистические центры; кластеризация с проекцией; дефект проекции.

Цитирование: Есипов Б.А., Москвичев О.В., Складнев Н.С., Алёшинцев А.О. Алгоритм кластеризации с проекцией для решения задач оптимизации размещения транспортных объектов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 108-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-108-117

Введение

В настоящее время реконструкция и развитие транспортной системы страны сталкиваются с трудностями поиска оптимальных мест размещения транспортных коммуникаций. Современные решения по размещению элементов транспортных систем не всегда отвечают требованиям рациональности вследствие сложности и многовариантности задач. Проблемой является то, что строительство транспортных объектов производится однократно, в то время как эксплуатация – в течение многих десятилетий.

Основной идеей для повышения эффективности транспортных сетей является создание многоуровневой инфраструктуры с центрами обслуживания на каждом уровне. Так, например, для решения общей задачи выбора оптимальной двухуровневой сети транспортных объектов, реализующих технологию контейнерных поездов, предлагается на первом уровне все производства с контейнеропригодной продукцией привязать к железнодорожным контейнерным пунктам, а на втором уровне создать контейнерные накопительно-распределительные центры (КНРЦ), к которым будут привязаны подмножества КП [1;2].

КП и КНРЦ являются центрами обслуживания грузопотоков своего уровня: первый уровень – от центров производства до КП и второй уровень от КП до КНРЦ (рис. 1). Предполагается, что между КНРЦ грузоперевозки осуществляются контейнерными поездами, а далее до получателей в обратном порядке.

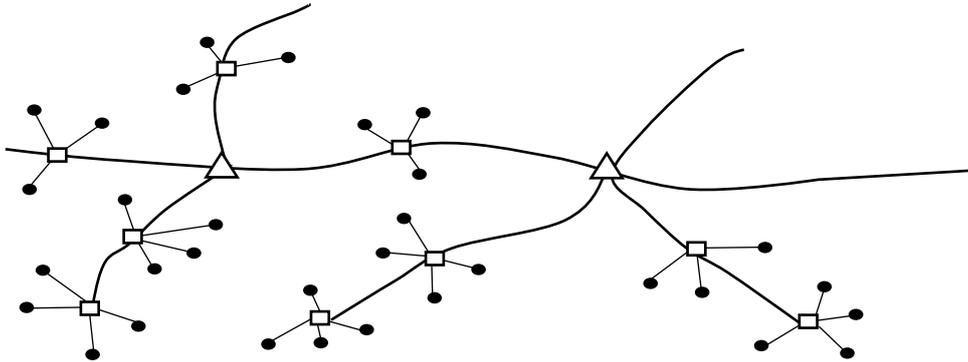


Рис. 1. Двухуровневая сеть контейнерных перевозок:
точки – центры производства; квадраты – КП; треугольники – КНРЦ

В работе решается задача выбора мест расположения указанных транспортных объектов при заданных координатах точек производств, их объемах контейнеропригодной продукции и при заданной сети железных дорог в виде множества станций, где возможно построение КП или КНРЦ. В качестве критерия оптимизации выступают общие затраты на перевозку и создание новых объектов инфраструктуры. Поскольку объемы перевозимой продукции фиксированы, то оптимизация связана в первую очередь с сокращением расстояний при перевозках от производств до КП и от КП до КНРЦ.

Постановка задачи оптимального размещения транспортных объектов на основе теории центров обслуживания потребителей приводит к многомерным задачам дискретной оптимизации на основе переборных алгоритмов NP сложности и не позволяет решать поставленные задачи для десятков тысяч предприятий и тысяч железнодорожных станций [3;4].

Классические задачи о кратчайшем расстоянии между точками и их центром на плоскости решаются, когда точки, для которых находится центр, заданы [5]. В общем случае оптимизация расстояний от центров подмножеств точек должна достигаться вариацией самих подмножеств точек, что приводит к задаче оптимальной кластеризации исходного множества точек и определения оптимальных центров кластеров.

Математическая модель размещения транспортных объектов

Предлагается для целей оптимального выбора мест расположения КП и КНРЦ применить универсальную методологию разбиения множества объектов с заданными свойствами на подмножества при заданных критериях разбиения и получения «цен-

тров» этих подмножеств, обладающих оптимальными свойствами. В качестве такой универсальной процедуры предлагается использовать математические методы кластеризации объектов, известные как *кластерный анализ* [6;7].

Геометрическая близость объектов от центра гарантирует минимизацию расстояний при перевозке, а учёт «веса» каждого объекта, выражающего объём перерабатываемой объектом продукции, оптимизирует общие затраты перевозок. Большое достоинство кластерного анализа заключается в том, что он позволяет производить разбиение объектов не по одному параметру, а по их целому набору. Анализ литературы по кластерному анализу и опыт использования стандартных программных средств кластерного анализа позволяет утверждать, что принципиально возможно решать практические задачи большой размерности (для федеральных округов и всей страны в целом).

Однако при подходе к решению практических задач оптимизации местоположения КП и КНРЦ на основе идеи кластеризации возникла новая проблема, решение которой развивает сами методы кластерного анализа.

Так при применении алгоритмов кластеризации по известному методу *k-means* считается, что оптимальный «центр» может находиться в любой точке пространства параметров, определяющих объекты. Если параметры – это геометрические координаты центров производства, то «центр» лежит в любой точке плоскости. На практике следует рассмотреть случай, когда «центр» обязательно должен находиться в одной из заданных точек (например, железнодорожной линии, железнодорожной станции). Поэтому при решении задачи определения мест КП и КНРЦ приходится решать задачу кластеризации «с проекцией на функцию», когда «центр» обязательно должен находиться на железнодорожной магистрали или «с проекцией на точки» – на железнодорожной станции.

Предлагается новый алгоритм кластеризации с проекцией на множество точек, названный «*k-means pro*», и исследуется возможность его применения в практических задачах проектирования транспортной инфраструктуры [8].

Входными данными алгоритма является множество объектов кластеризации $X = \{x_1, \dots, x_n\}$, их веса $V = \{v_1, \dots, v_n\}$ и допустимое множество проекций $Y = \{y_1, \dots, y_p\}$. Каждый j -й объект и каждая допустимая точка-проекция заданы в G -мерном пространстве R^G , т.е. $x_j = (x_{j1}, \dots, x_{jG})$ и $y_r = (y_{r1}, \dots, y_{rG})$.

Единственным управляющим параметром является число кластеров k , на которые производится разбиение $S = \{S_1, \dots, S_k\}$ множества X . В результате получается не смещённое разбиение $S^* = \{S_1^*, \dots, S_k^*\}$, центры которого являются оптимальным множеством проекций $C^* \subseteq Y$.

Введём обозначения:

- n – количество объектов кластеризации;
- p – количество точек допустимого множества проекций;
- i, i' – номер кластера;
- j – номер объекта;
- r – номер точки множества проекций;
- l – номер координаты точки;
- t – номер текущей итерации;
- G – размерность пространства, в котором выполняется кластеризация.

Расстояние между точками в G -мерном пространстве определяется по евклидовой метрике, где t_1 и t_2 – две любые точки пространства R^G : $d(t_1, t_2) = \sqrt{\sum_{l=1}^G (t_{1l} - t_{2l})^2}$.

Алгоритм «*k-means pro*»

1. Выберем начальное разбиение $S^0 = \{S_1^0, \dots, S_k^0\}$:

$$S_i^0 = \{x_{i1}^0, \dots, x_{in}^0\}, \bigcup_{i=1}^k S_i^0 = X, S_i^0 \cap S_{i'}^0 = \emptyset, i \neq i'.$$

2. Пусть построено m -е разбиение $S^m = \{S_1^m, \dots, S_k^m\}$.

Вычислим набор векторов средних $E^m = \{e_1^m, \dots, e_k^m\}$:

$$e_i^m = (e_{i1}^m, \dots, e_{iG}^m),$$

где $e_{il}^m = \frac{\sum_{j=1}^{n_i} v_j x_{jl}}{\sum_{j=1}^n v_j}$; n_i – количество точек i -го кластера.

3. Определим множество проекций средних для текущего разбиения:

$$C^m = \left\{ y \in Y : \forall i, d^*(y, e_i^m) = \min_{1 \leq r \leq p} d(y, e_r^m) \right\}.$$

4. Построим минимальное дистанционное разбиение, порожаемое множеством C^m , и возьмём его в качестве $S^{m+1} = (S_1^{m+1}, \dots, S_k^{m+1})$:

$$S_i^{m+1} = \left\{ x \in X : d(x, c_i^m) = \min_{1 \leq i' \leq k} d(x, c_{i'}^m) \right\}, 1 \leq i \leq k.$$

5. Если $S^{m+1} \neq S^m$, то переходим к п. 2, заменив m на $m+1$, если $S^{m+1} = S^m$, то полагаем $S^m = S^*$, $C^m = C^*$ и заканчиваем работу алгоритма.

Так как на последовательности разбиений S^0, S^1, \dots, S^m , которая строится в алгоритме, функционал качества разбиений $F(S)$:

$$F(S) = \sum_{i=1}^k \sum_{X \in S^i} \|X - e_i(S)\|^2$$

не возрастает (причём $F(S^m) = F(S^{m+1})$, только если $S^m = S^{m+1}$), то для любого начального разбиения S^0 алгоритм через конечное число шагов заканчивает работу. Сложность вычислений по этому алгоритму оценивается как $O(nkm)$, где n – количество кластеризуемых объектов; k – количество кластеров, m – количество итераций.

Начальное разбиение $S^0 = \{S_1^0, \dots, S_k^0\}$ выбирается произвольным образом. Например, из всего множества координат объектов выбирается минимальное и максимальное число по x и по y , затем в этом диапазоне выбирается k точек (начальных центров кластеров). В работе координаты этих центров e^0 получены как случайные числа, равномерно распределённые в прямоугольнике возможных координат исходных точек в диа-

пазоне $[x_{min}, x_{max}]$ и $[y_{min}, y_{max}]$ соответственно. Затем для каждого объекта кластеризации выбиралась ближайшая из этих точек и таким образом получалось начальное случайное разбиение на непересекающиеся подмножества S^0 .

Для проверки устойчивости результатов и получения различных зависимостей менялся выбор e^0 , получались 100 различных реализаций, выбиралась наилучшая и усреднялись полученные параметры для построения графиков.

Исследование алгоритма «*k-means pro*»

Разработана программа, реализующая данный алгоритм с возможностью визуализации получаемых кластеров и вычисления разнообразных параметров. Для сравнения был взят классический алгоритм *k-means* Мак-Куина [5].

Сравнение проводилось на тестовых выборках точек, распределённых равномерно на плоскости. На рис. 2 показаны кластеры, полученные классическим *k-means*, а на рис. 3 – алгоритмом *k-means pro*. В данном примере железнодорожная магистраль представлена в виде «синусоиды» («+» отмечены центры кластеров, «o» – железнодорожные станции). Из рис. 2, 3 следует, что оптимальное разбиение точек на кластеры для обычного алгоритма приводит к тому, что центры располагаются произвольно (рис. 2), в то время как с использованием алгоритма *k-means pro* оптимальная кластеризация допускает только центры, лежащие на железнодорожных станциях (рис. 3).

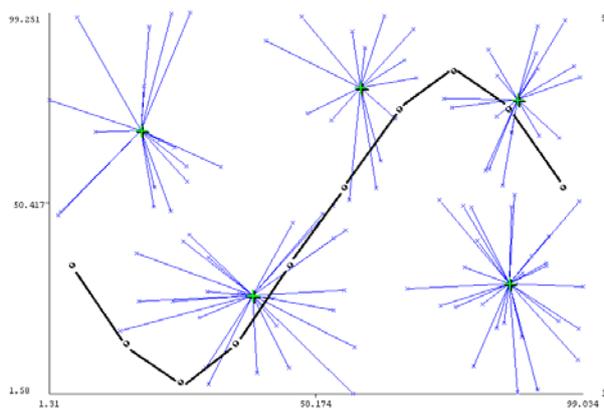


Рис. 2. Свободная кластеризация

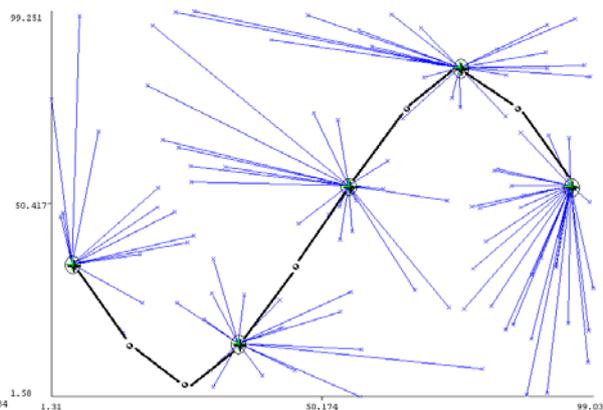


Рис. 3. Кластеризация с проекцией

Разработанный алгоритм применён для решения задачи оптимального выбора мест расположения КП для заданных 900 производств и 137 железнодорожных станций Приволжского федерального округа (ПФО). Производства определялись географическими координатами и объёмом контейнеропригодной продукции. Множество железнодорожных станций задано на сети 7 железных дорог, расположенных на территории ПФО. Результат при $k = 42$ представлен на рис. 4. Точками изображены заданные производства, малыми квадратами – железнодорожные станции, большими квадратами – найденные станции-КП. Показаны кластеры производств.

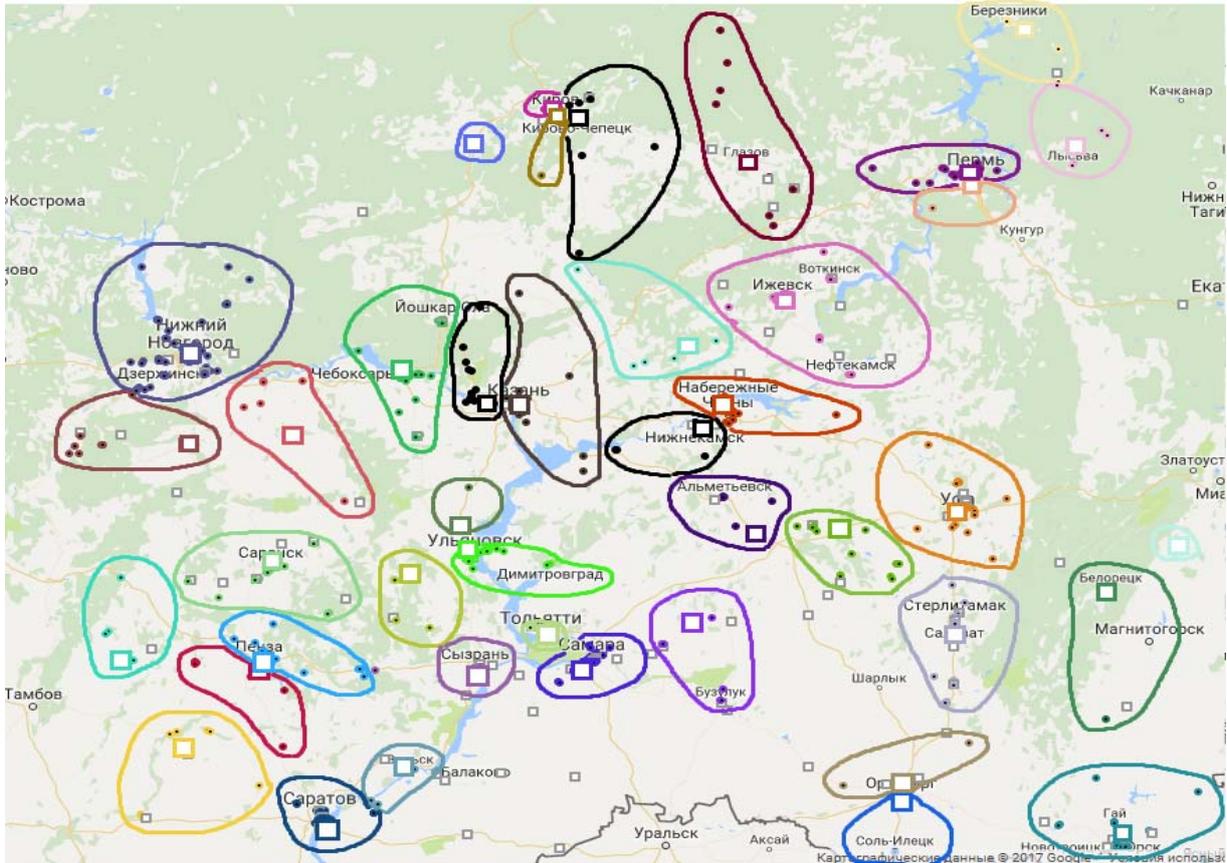


Рис. 4. Кластеризация предприятий ПФО

Представляет интерес соотношение показателей качества кластеризации для обычного алгоритма и алгоритма «кластеризации с проекцией». В первом случае центры кластеров определяются исключительно из свойств расположения объектов (точек) и критерия оптимальности кластеризации D . Таковую кластеризацию в контексте нашей работы можно назвать свободной.

В рассматриваемом случае центры кластеров обязательно должны находиться на железнодорожной линии, что является ограничением для процесса кластеризации. Алгоритм каждый раз проектирует центры кластеров на эту линию. В результате получаем вариант кластеризации с проекцией и, очевидно, с другим значением критерия D_{np} .

Для классического алгоритма k -means

$$D = \sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^{n_i} d(x_{ij}, e_i), \quad d(x_{ij}, e_i) = \sqrt{(x_{ij1} - e_{i1})^2 + (x_{ij2} - e_{i2})^2}.$$

Для алгоритма k -means pro

$$D_{np} = \sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^{n_i} d(x_{ij}, c_i^*), \quad d(x_{ij}, c_i^*) = \sqrt{(x_{ij1} - c_{i1}^*)^2 + (x_{ij2} - c_{i2}^*)^2}.$$

На рис. 5 изображены зависимости D и D_{np} (в км) от k для рассмотренного примера, а на рис. 6 – для ПФО. Видно, что суммарное расстояние сначала резко падает при увеличении числа кластеров, а затем меняется слабо.

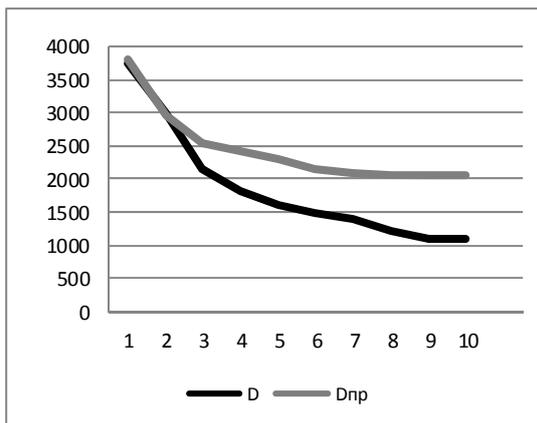


Рис. 5. Зависимость D от k

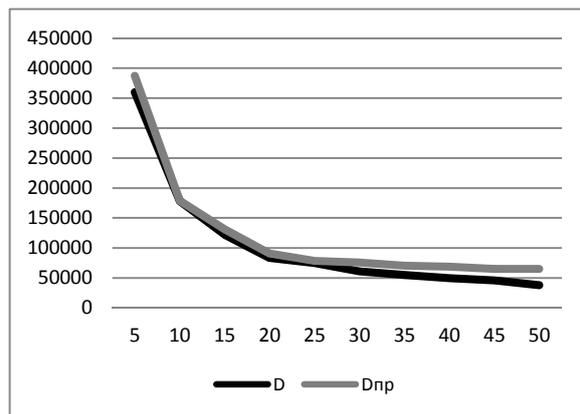


Рис. 6. Зависимость D от k для ПФО

Назовём дефектом проекции разницу критериальных величин качества свободной кластеризации и кластеризации «с проекцией»: $\Delta = D_{пр} - D$. Зависимость Δ / D от k для производств ПФО представлена на рис. 7.

Из графика видно, что при значительном увеличении числа КП растёт дефект проекции. В некоторых случаях, когда величина Δ значительна, целесообразно размещать КП в новых станциях, а не на существующей инфраструктуре.

Вышеприведённые графики дают возможность количественно оценить такие варианты.

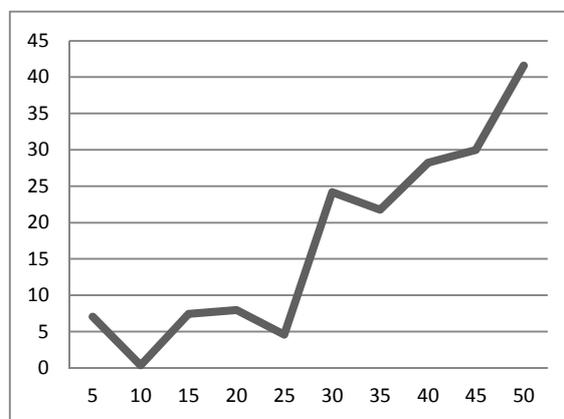


Рис. 7. Дефект проекции

Оптимизация размещения КНРЦ

Задача оптимального выбора мест расположения КНРЦ может быть решена на основе алгоритма кластеризации с проекцией, где исходными точками являются уже полученные точки-КП.

Поэтому для этой задачи можно использовать разработанные алгоритмы и программные средства. Для демонстрации решения задачи оптимального выбора мест расположения КНРЦ возьмём за основу проект оптимального расположения КП для $k = 42$.

Сначала решим задачу оптимального размещения сети КНРЦ по критерию минимизации затрат на перевозку всех объёмов перерабатываемой продукции от КП до КНРЦ для некоторых значений числа кластеров K (количества КНРЦ).

Зависимость суммарных расстояний перевозки $D_{КНРЦ}$ (в км) от КП до КНРЦ от количества КНРЦ представлена на рис. 8. Из неё следует, что уменьшение суммарного расстояния с ростом K замедляется, что позволяет выбрать для ПФО три-четыре КНРЦ.

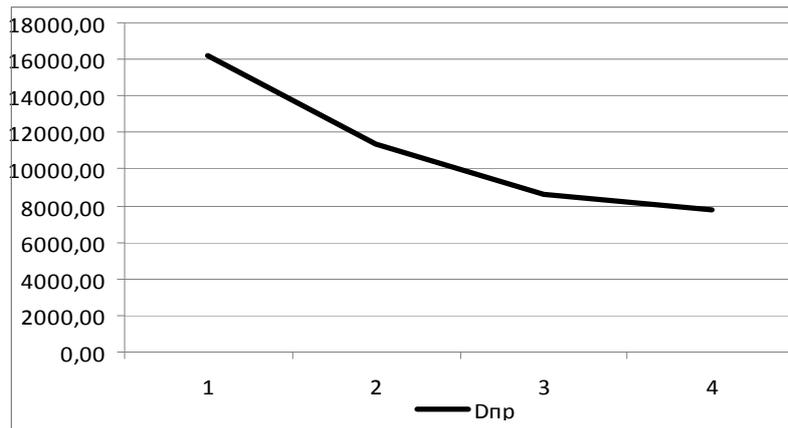


Рис. 8. Зависимость суммарного расстояния от КП до КНРЦ от K

Работа с алгоритмом кластеризации *k-means pro* показала одну особенность. При повторении кластеризации с выбором другого начального множества центров e^0 получаются другие станции-КНРЦ, хотя значения критерия D близки. Это можно использовать для выбора КНРЦ с использованием дополнительных критериев [9].

Заключение

Приведённые примеры показывают возможность и порядок расчётов для различных вариантов постановок задач оптимизации размещения транспортных объектов на основе применения алгоритмов кластерного анализа. Разработанный алгоритм *k-means pro* показал высокую эффективность при решении прикладных задач оптимизации. Созданные программные средства применены для решения задач проектирования инфраструктуры перевозок на примере ПФО. Предложенные модели, алгоритмы и методики позволят лицам, принимающим решения, количественно оценить различные варианты в конкретных условиях проектирования при оптимизации количества терминальных объектов и мест их размещения.

Библиографический список

1. Резер С.М., Москвичев О.В., Москвичева Е.Е. Оптимизация модели формирования и функционирования контейнерно-транспортной системы страны // Транспорт: наука, техника, управление. 2016. № 7. С. 3-7.
2. Москвичев О.В. О новом подходе к организации контейнерных поездов во внутреннем сообщении // Железнодорожный транспорт. 2014. № 2. С. 56-59.
3. Разина М.А. Математические модели и оптимизация размещения станций скорой помощи для обслуживания населения заданной области. Дис. ... канд. физ.-мат. наук. Казань, 2005. 110 с.
4. Михалевич В.С., Трубин В.А., Шор Н.З. Оптимизационные задачи производственно-транспортного планирования: Модели, методы, алгоритмы. М.: Наука, 1986. 260 с.
5. Протасов В.Ю. Максимумы и минимумы в геометрии. М.: Московский центр непрерывного математического образования. 2005. 56 с.
6. Айвазян С.А., Бухштабер В.М., Енюков И.С., Мешалкин Л.Д. Прикладная статистика. Классификация и снижение размерности. М.: Финансы и статистика, 1989. 607 с.
7. Мандель И.Д. Кластерный анализ. М.: Финансы и статистика, 1988. 176 с.

8. Есипов Б.А., Москвичёв О.В., Складнев Н.С., Алёшинцев А.О. Разработка и исследование алгоритма кластеризации с проекцией для решения задач оптимизации транспортной инфраструктуры // Сборник трудов международной научно-технической конференции «Перспективные информационные технологии (ПИТ 2017)». Самара: Самарский научный центр РАН, 2017. С. 633-637.

9. Москвичев О.В. Модели, методы и алгоритмы оптимизации контейнерно-транспортной системы железнодорожного транспорта на основе кластерного подхода. // Транспорт Урала. 2017. № 2 (53). С. 18-27.

CLUSTERING ALGORITHM WITH PROJECTION FOR SOLVING PROBLEMS OF OPTIMAL ALLOCATION OF TRANSPORT FACILITIES

© 2017

B. A. Esipov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor,
Department of Information Systems and Technologies;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
bobpereira@yandex.ru

O. V. Moskvichev Candidate of Science (Economics), Associate Professor,
Head of the Department of Operational Work Management;
Samara State Transport University, Samara, Russian Federation;
moskvichev063@yandex.ru

N. S. Skladnev Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
author.skn@gmail.com

A. O. Alyoshintsev Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
fen1r16n@yandex.ru

The paper proposes a mathematical model and a new method for solving the problem of optimal location of logistic centers for a two-level railway transportation network based on the application of the mathematical apparatus of cluster analysis. Given the geo-information parameters of the supplier plants, as well as the railroad networks specified by the railroad stations, the task of the optimal choice of railway stations – container points (CP) – is set. The criterion is to minimize the total amount of traffic in ton-kilometers from the production plant to the CP. For this purpose, the model of dividing the object into clusters is used as an optimization mathematical model. The required clusters are subsets of production points with their own CP centers. Since cluster centers must necessarily be located at railway stations, the article suggests a new clustering algorithm “with projection”. The possibilities of such a clustering algorithm, called k-means pro, are explored. A method of optimizing the choice of location of container storage distribution centers as second-level centers for a two-level transportation network is described.

Location of transportation facilities; two-layer network of container transportations; logistic centers; clustering with projection; projection defect.

Citation: Esipov B.A., Moskvichev O.V., Skladnev N.S., Alyoshintsev A.O. Clustering algorithm with projection for solving problems of optimal allocation of transport facilities. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 108-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-108-117

References

1. Rezer S.M., Moskvichev O.V., Moskvicheva E.E. Optimization of Formation and Functioning of Container Transportation System of the Country. *Transport: science, technique, management*. 2016. No. 7. P. 3-7. (In Russ.)
2. Moskvichev O.V. A new approach to the organization of container train traffic in inland transport. *Zheleznodorozhnyy transport*. 2014. No. 2. P. 56-59. (In Russ.)

3. Razina M.A. *Matematicheskie modeli i optimizatsiya razmeshcheniya stantsiy skoroy pomoshchi dlya obsluzhivaniya naseleniya zadannoy oblasti. Dis. ... kand. fiz.-mat. nauk* [Mathematical models and optimization of location of ambulance stations to provide healthcare services to the population of a given region: Thesis for a Candidate Degree in Physics and Mathematics]. Kazan, 2005. 110 p.

4. Mikhalevich B.C., Trubin V.A., Shor N.Z. *Optimizatsionnye zadachi proizvodstvenno-transportnogo planirovaniya: Modeli, metody, algoritmy* [Optimization problems of production-transportation planning]. Moscow: Nauka Publ., 1986. 260 p.

5. Protasov V.Yu. *Maksimumy i minimumy v geometrii* [Maxima and minima in geometry]. Moscow: Moskovskiy Tsentr Nepreryvnogo Matematicheskogo Obrazovaniya Publ., 2005. 56 p.

6. Ayvazyan S.A., Bukhshtaber V.M., Enyukov I.S., Meshalkin L.D. *Prikladnaya statistika. Klassifikatsiya i snizhenie razmernosti* [Applied statistics. Classification and reduction of dimensionality]. Moscow: Finansyi Statistika Publ., 1989. 607 p.

7. Mandel I.D. *Klasternyy analiz* [Cluster analysis]. Moscow: Finansy i Statistika Publ., 1988. 176 p.

8. Esipov B.A., Moskvichev O.V., Skladnev N.S., Aleshintsev A.O. Development and investigation of a clustering algorithm with a projection for solving the problems of optimization of transport infrastructure. *Proceedings of the International Scientific Conference «Advanced Information Technologies and Scientific Computing (PIT 2017)»*. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2017. P. 633-637. (In Russ.)

9. Moskvichev O.V. Models, methods and algorithms of optimization of container transport system of railway transport based on the cluster approach. *Transport Urala*. 2017. No. 2 (53). P. 18-27. (In Russ.)

СЕРВИС-ОРИЕНТИРОВАННЫЙ РАСПРЕДЕЛЁННЫЙ ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ И МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОГО АНАЛИЗА ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЁЖНОСТИ И ЖИВУЧЕСТИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ: РОССИЙСКИЙ И БЕЛОРУССКИЙ СЕГМЕНТЫ

© 2017

- В. А. Зеленцов** доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник; Санкт-Петербургский институт информатики и автоматизации РАН; v.a.zelentsov@gmail.com
- С. А. Потрясаев** кандидат технических наук, старший научный сотрудник; Санкт-Петербургский институт информатики и автоматизации РАН; spotryasaev@gmail.com
- Б. В. Соколов** доктор технических наук, профессор, заместитель директора по научной работе; Санкт-Петербургский институт информатики и автоматизации РАН; sokol@iias.spb.su
- В. Ю. Скобцов** кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник; Объединённый институт проблем информатики НАН Беларуси, г. Минск; vasko_vasko@mail.ru
- С. А. Кореняко** исполнительный директор программы «Мониторинг-СГ», заведующий отделом совместных программ космических и информационных технологий; Объединённый институт проблем информатики НАН Беларуси, г. Минск; korenjako@newman.bas-net.by
- Д. С. Ким** инженер; Объединённый институт проблем информатики НАН Беларуси, г. Минск; d.kim2009@tut.by
- Е. Н. Вакульчик** аспирант; Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники, г. Минск; evakulchik@yandex.by
- Л. И. Кульбак** кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник; Объединённый институт проблем информатики НАН Беларуси, г. Минск; lkulbak@yandex.ru
- Е. Д. Николаеня** младший научный сотрудник; Объединённый институт проблем информатики НАН Беларуси, г. Минск; nikolaenya.e.d@gmail.com
- Н. В. Лапицкая** заведующий кафедрой программного обеспечения информационных технологий; Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники, г. Минск; lapan@mail.ru
- Р. В. Саксонов** ведущий инженер; Унитарное предприятие «Геоинформационные системы», г. Минск, Беларусь; roman_saksonov@tut.by

Представлены решения задач оценивания, анализа и прогнозирования показателей надёжности, живучести и эффективности функционирования бортовой аппаратуры (БА) малого космического аппарата (МКА) в штатных и заданных условиях функционирования. Разработан распределённый программно-моделирующий комплекс многокритериального оценивания, анализа и прогнозирования значений показателей надёжности и живучести БА МКА с учётом факторов космического пространства, а также управления их реконfigurацией на различных этапах жизненного цикла, в состав которого интегрирован как распределённый сегмент комплекс методик и программных средств оценки надёжности БА МКА. Разработанные

программные комплексы основаны на применении прикладной теории управления структурной динамикой сложными объектами (СЛО), а также разработанных методик оценивания, анализа и прогнозирования показателей надёжности, живучести и эффективности функционирования БА МКА и интеллектуального анализа данных функционирования БА МКА.

Малые космические аппараты; бортовая аппаратура; управление структурной динамикой; оценивание, анализ и прогнозирование показателей надёжности, живучести и эффективности; распределённый программный комплекс; интеллектуальный анализ данных; визуализация; веб-система; сервис-ориентированная веб-архитектура; веб-интерфейс.

Цитирование: Зеленцов В.А., Потрясаев С.А., Соколов Б.В., Скобцов В.Ю., Коренько С.А., Ким Д.С., Вакульчик Е.Н., Кульбак Л.И., Николаева Е.Д., Лапицкая Н.В., Саксонов Р.В. Сервис-ориентированный распределённый программный комплекс для оценивания и многокритериального анализа показателей надёжности и живучести бортовой аппаратуры малых космических аппаратов: российский и белорусский сегменты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 118-129.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-118-129

Введение

В современных условиях для обеспечения требуемой степени автономности, качества и оперативности управления такими сложными объектами как малые космические аппараты и их бортовая аппаратура необходимо обеспечить модельно-алгоритмическое описание процессов смысловой интерпретации состояний их функционирования и на этой основе решить задачи комплексной автоматизации и интеллектуализации процессов оценивания и многокритериального анализа БА МКА в различных условиях обстановки [1–4]. Однако в большинстве случаев на практике решение данных задач автоматизировано лишь частично. Как правило, в современных системах мониторинга и управления (СМУ) БА МКА интегральную оценку и прогнозирование состояния БА МКА, формирование необходимых управляющих воздействий выполняют операторы, в основном вручную, базируясь на тех или иных эвристических правилах [3–7].

Для формирования методологических основ решения перечисленных проблем в Санкт-Петербургском институте информатики и автоматизации РАН (СПИИРАН) развивается прикладная теория управления структурной динамикой СЛО [3;4;6–8]. Базируясь на сформулированных концепциях проактивного мониторинга и управления структурной динамикой СЛО, инвариантности состояний СЛО и состояний распределённого асинхронного вычислительного процесса, удалось осуществить переход от эвристических методов алгоритмизации этих процессов к последовательности целенаправленных обоснованных и взаимосвязанных этапов построения алгоритмов оценивания, анализа и прогнозирования показателей надёжности, живучести и эффективности функционирования БА МКА в штатных и нештатных условиях функционирования.

В данной работе излагается решение задач на основе применения прикладной теории управления структурной динамикой СЛО, а также разработанных методик оценивания, анализа и прогнозирования показателей надёжности, живучести и эффективности функционирования БА МКА и интеллектуального анализа данных функционирования БА МКА. В рамках партнёрских проектов, выполняемых по программе Союзного государства «Мониторинг СГ» в СПИИРАН и Объединённом институте проблем информатики (ОИПИ), разработан российский экспериментальный образец распределённого программно-моделирующего комплекса (ПМК) многокритериального оценивания, анализа и прогнозирования значений показателей надёжности и живучести БА МКА с учётом факторов космического пространства, а также управления их реконфигурацией на различных этапах жизненного цикла, в состав которого интегрирован как распределённый белорусский сегмент экспериментальный образец комплексов методик и программных средств оценки надёжности БА МКА (КПС ОН БА МКА).

Состав и функции распределённого программного комплекса

Разработанные комплексы программно-методического обеспечения обеспечивают, во-первых, оперативное и обоснованное многокритериальное оценивание, анализ и упреждающее моделирование значений показателей надёжности и живучести БА МКА в штатных и заданных условиях на основе учёта структурно-топологических и структурно-функциональных свойств БА МКА, использования предложенных методов интеллектуального анализа данных функционирования (телеметрии) БА МКА, методик и технологий автоматизированного оценивания и прогнозирования параметров технического состояния БА МКА, учёта радиационных, тепловых и механических воздействий космического пространства; во-вторых, выработку предложений по повышению надёжности и живучести БА МКА на различных этапах её жизненного цикла; в-третьих, обоснование и разработку перспективных технологий автоматизированного проактивного управления функциональной и структурной реконфигурацией бортовых систем МКА на этапе наземных испытаний и орбитального полёта. В рамках разработанного в СПИИРАН российского головного сегмента распределённого комплекса выделяются восемь взаимосвязанных методик и экспериментальных образцов программных модулей (ПМ), назначение и возможности которых представлены ниже.

Методика и программный модуль расчёта и многокритериального анализа показателей структурной надёжности БА МКА, структурно-топологических и структурно-функциональных показателей функциональных элементов (ФЭ) БА МКА, многокритериального оценивания и анализа критичности отказов ФЭ БА МКА (ПМ «Надёжность и критичность отказов») на основе информации о целях, структуре и логике функционирования, технологии управления и взаимном влиянии критичности отказов позволяет оценить и рассчитать:

- прогнозируемые значения показателей надёжности и живучести функциональной структуры БА МКА в штатном режиме и заданных условиях;
- значимость и вклады в показатель структурной надёжности и живучести функциональной структуры БА МКА в штатных и заданных условиях работы;
- значения интенсивности применения и взаимного влияния ФЭ БА МКА на выполнение целевых задач по предназначению;
- ранжированное множество ФЭ БА МКА по степени критичности отказов.

Методика и программный модуль расчёта поглощённых доз электронов естественного радиационного пояса Земли (ЕРПЗ), протонов ЕРПЗ, электронов искусственного радиационного пояса Земли (ИРПЗ) и протонов солнечных космических лучей (СКЛ) в произвольно выбранной точке МКА (ПМ «Радиация»), используя трёхмерное представление приборов БА МКА, распределение поглощённых доз на поверхности прибора по направлению и (или) распределение массовой толщины защиты по направлению при экранировании прибора БА МКА, даёт возможность оценить и рассчитать:

- поглощённую дозу и коэффициент ослабления для электронов ЕРПЗ, ИРПЗ, ЕРПЗ и СКЛ по каждому направлению и в точке расчёта;
- суммарную поглощённую дозу от всех видов излучений по каждому направлению и в точке расчёта;
- визуализацию углового распределения поглощённых доз в точке расчёта на трёхмерном чертеже прибора.

Методика и программный модуль оценивания надёжности и технического состояния БА МКА (ПМ «Техническое состояние») на основе обработанных телеметрических данных, подготовленных технологических исходных данных и знаний для проведения обработки позволяет оценить, рассчитать и визуализировать:

– текущие и прогнозируемые значения показателей надёжности и параметров технического состояния БА МКА;

– табличные, графические, текстовые, мнемонические данные о значениях показателей надёжности и параметрах технического состояния элементов и подсистем БА МКА.

Методика и программный модуль расчёта необходимого уровня структурной избыточности и оптимального разнотипного резервирования элементов и подсистем БА МКА, управления структурной реконфигурацией БА МКА в штатных и заданных условиях работы (ПМ «Резервирование») на основе данных о топологической, технической и функциональной структуре БА МКА, множестве разнотипных функционально взаимозаменяемых элементов, способах резервирования, показателей надёжности и других показателей элементов и подсистем, возможных сценариях деградации получает и оценивает:

– структурные схемы соединения элементов с указанием кратности резервирования элементов;

– значения показателей вариантов реализации структурных схем (надёжность, стоимость, вес, габариты и т.д.);

– результаты сравнения показателей структурных схем при различных способах резервирования и типах элементов, включая однотипное и разнотипное резервирование.

Методика и программный модуль управления структурной реконфигурацией БА МКА в штатном режиме и нештатных ситуациях (ПМ «Структурная реконфигурация»), используя данные о структуре, основных функциональных ограничениях, показателях надёжности элементов, возможных сценариях деградации, показателях эффективности и устойчивости функционирования БА МКА, бортового комплекса управления (БКУ) МКА, наземного комплекса управления (НКУ) МКА, позволяет оценивать и рассчитывать:

– пессимистические, оптимистические и произвольные сценарии деградации структур БА МКА, БКУ МКА, НКУ МКА, вызванные отказами реализации своих функций её критичных элементов;

– результаты вычисления динамических вкладов ФЭ в показатель надёжности функционирования БА МКА, БКУ МКА, НКУ МКА;

– прогноз значений показателя надёжности в штатных условиях применения БА МКА, БКУ МКА, НКУ МКА и при заданных сценариях выхода из строя отдельных ФЭ.

Методика и программный модуль управления структурно-функциональной реконфигурацией БА МКА в штатных и заданных условиях работы, аналитико-имитационного моделирования сценариев перераспределения функций между бортовым и наземным комплексами управления МКА (ПМ «Функциональная реконфигурация»), основываясь на данных о структуре, основных функциональных ограничениях, показателях надёжности элементов, возможных сценариях деградации БА МКА, БКУ МКА, НКУ МКА, генерирует:

– программы структурно-функциональной реконфигурации БА МКА для различных сценариев воздействия возмущающих факторов;

– программы гибкого перераспределения функций между БКУ МКА и НКУ МКА для обеспечения требуемого уровня надёжности, живучести бортовых систем МКА при заданных сценариях воздействия возмущающих факторов.

Методика и соответствующий программный модуль решения задачи автоматизированного многокритериального анализа и оценивания сценариев функционирования элементов и подсистем БА МКА, МКА, НКУ МКА (ПМ «Многокритериальность»), используя показатели эффективности функционирования, пессимистическую, оптими-

стическую, статистическую оценки частных показателей качества функционирования БА МКА, МКА, НКУ МКА по штатным и заданным сценариям их функционирования, экспертные знания о комплексном влиянии показателей качества функционирования БА МКА, МКА, НКУ МКА на интегральный показатель эффективности функционирования БА МКА, НКУ МКА, рассчитывает:

- интегральный показатель эффективности функционирования БА МКА, НКУ МКА;
- пессимистическую, оптимистическую, статистическую и обобщённую оценки интегрального показателя эффективности БА МКА, НКУ МКА по штатным и заданным сценариям их функционирования.

Программный модуль решения задачи согласованной организации вычислений перечисленных программных модулей, входящих в состав российского сегмента ПМК (ПМ «Координация»), используя как входные данные варианты сценариев функционирования БА МКА, НКУ МКА в штатных и заданных условиях функционирования; перечень задач, решаемых комплексом программных средств для многокритериального оценивания, анализа, прогнозирования значений показателей надёжности и живучести состояния БА МКА; обобщённые исходные данные для работы с описанными выше ПМ; сценарии экспериментов с каждым ПМ и их комбинациями; ограничения сценария проведения экспериментов с ПМ; рассчитанные описанными ПМ частные и обобщённые показатели надёжности и живучести основных элементов и подсистем БА МКА, НКУ МКА в штатных и заданных условиях функционирования (далее – частные и обобщённые показатели), позволят оценивать:

- значения интегрального показателя эффективности функционирования БА МКА, НКУ МКА;
- значения обобщённых показателей надёжности и живучести основных элементов и подсистем БА МКА, НКУ МКА в штатных и заданных условиях функционирования.

Архитектура экспериментального образца распределённого ПМК, разработанного в СПИИРАН, представлена на рис. 1.

Белорусский сегмент распределённого ПМК представлен экспериментальным образцом КПС ОН БА МКА, который предназначен для оценки показателей надёжности, работоспособности и живучести БА МКА, анализа данных функционирования (телеметрии) БА МКА на основе различных исходных данных и моделей. Он реализован в двух версиях: десктоп- и веб-версии. Десктоп-версия предназначена для его использования пользователем локального компьютера. Веб-версия предназначена для удалённой работы пользователя через веб-интерфейс (рис. 2) и интегрирована как распределённый белорусский сегмент в распределённый ПМК головного российского сегмента.

Входящие в его состав методика и программный модуль интервальной оценки показателей надёжности (ПМ ИО ПН) предназначены для двухсторонней интервальной оценки расчётных значений показателей надёжности (ПН) БА МКА для разных типов резервирования и режимов работы элементов БА МКА. Методика и ПМ базируются на модели надёжности БА в виде структурных схем надёжности и теории погрешностей и используют как исходные данные граничные значения интенсивностей отказов неразукрупняемых элементов БА МКА [9]. ПМ позволяет сбор, хранение, обработку, просмотр данных по структуре и параметрам надёжности элементов БА МКА. При этом дополнительный программный модуль позволяет визуализацию структурных схем надёжности анализируемой системы.

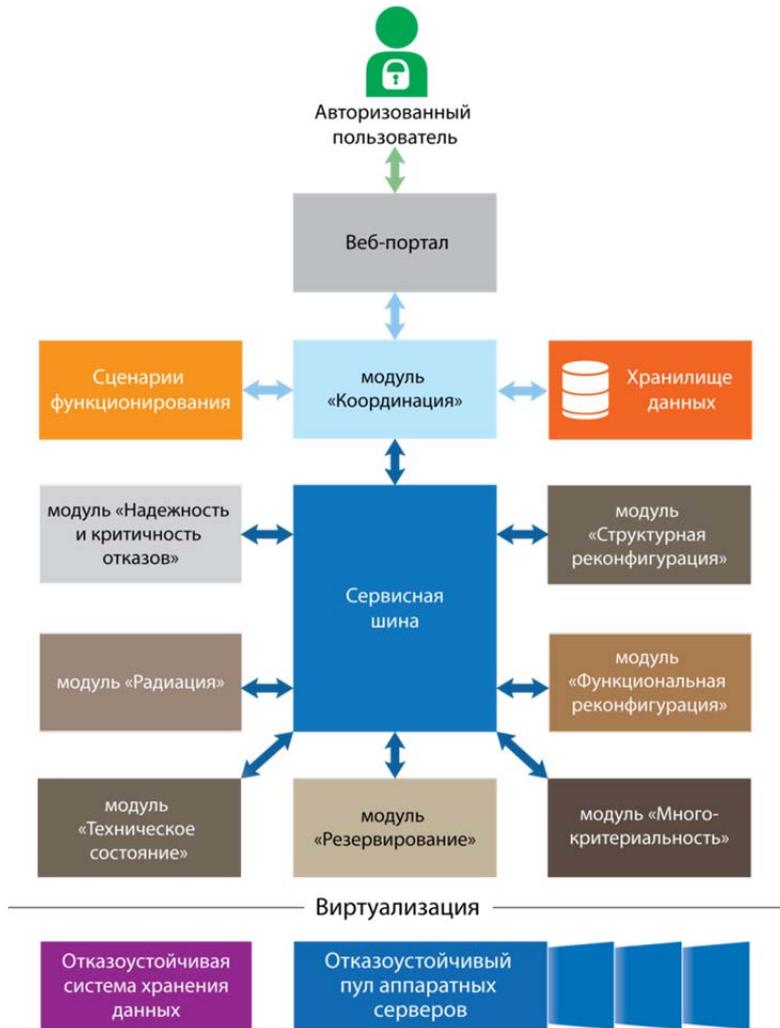


Рис. 1. Архитектура распределённого ПМК

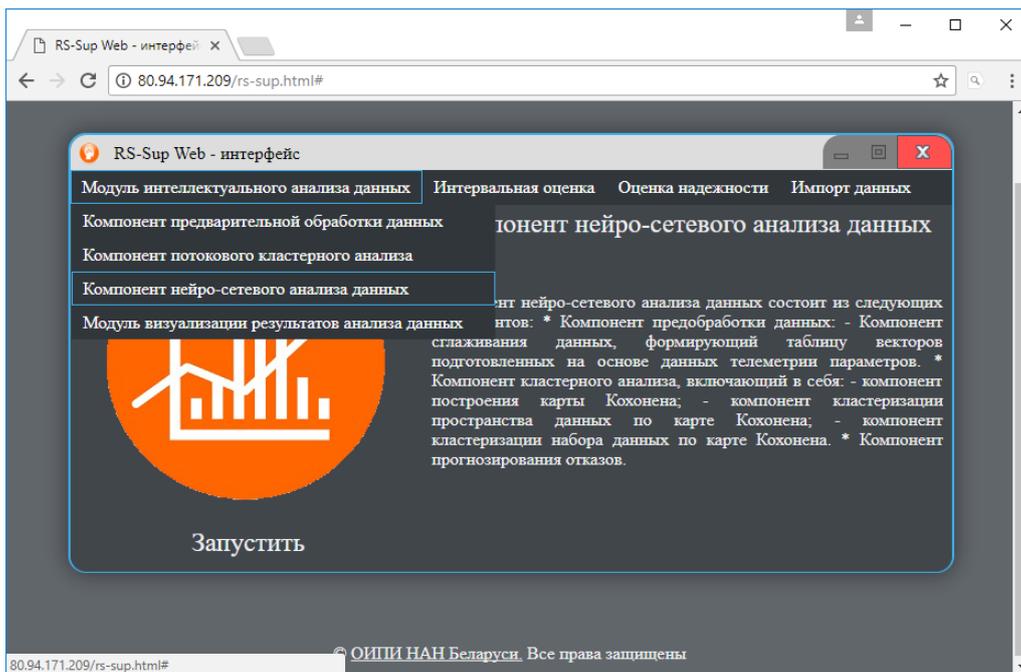


Рис. 2. Веб-интерфейс белорусского сегмента

Методика и ПМ интеллектуального анализа данных (ПМ ИАД) предназначены для интеллектуального анализа данных о состоянии-функционировании БА МКА на основе данных телеметрии: предобработки данных телеметрии, отбора существенных признаков, выделения потенциальных состояний анализируемых устройств путём кластеризации и прогнозной оценки среднего количества отказов или сбоев по кластерам-состояниям устройства и всему временному ряду телеметрии. ПМ представляет собой многокомпонентную структуру и включает группу компонентов нейросетевого анализа, основанных на применении карты Кохонена и методов обработки изображений; компонент отбора существенных признаков (основан на применении генетического алгоритма и многокритериальной оптимизации), компонент потоковой динамической кластеризации и компонент расчёта и прогнозной оценки среднего количества отказов. В ПМ ИАД интегрирован программный модуль 2D и 3D-визуализации результатов анализа данных [10].

Методика и ПМ логико-вероятностной оценки надёжности (ПМ ЛВОН) предназначены для расчёта значения вероятности безотказной работы, живучести системы на основании логической схемы работоспособности системы (схемы функциональной целостности) с возможностью учёта влияния теплофизических и механических воздействий среды. ПМ позволяет графический ввод и редактирование схемы функциональной целостности системы и оценку показателей надёжности и живучести для одиночных значений параметров элементов системы и серий значений параметров, построение графика зависимости [11].

Проведённые эксперименты и анализ, в том числе на реальных данных БА МКА, показали, что разработанное программно-математическое обеспечение для оценивания и обеспечения заданных значений показателей надёжности и живучести БА МКА позволило реализовать принципиально новый подход к решению задач многокритериального оценивания, анализа и прогнозирования значений показателей надёжности и живучести БА МКА с учётом воздействия факторов космического пространства, а также управления их реконfigurацией на различных этапах жизненного цикла.

Архитектура распределённого программного комплекса

Разработанный распределённый программный комплекс реализован на базе сервис-ориентированной веб-архитектуры (СОА). При этом реализован модульный вариант построения программно-математического обеспечения ПМК на базе СОА (рис. 3).

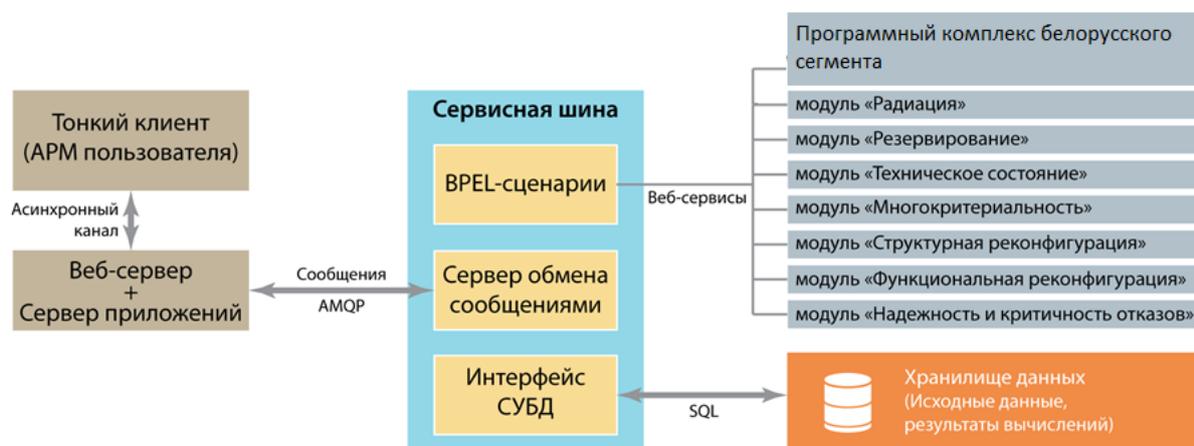


Рис. 3. Модульное построение ПМК на базе СОА

При реализации использовались программные компоненты, обеспечивающие строгое соблюдение стандартов межмашинного взаимодействия. Модуль «Координация» ПМК предоставляет возможность описания логики (сценария) работы распределённой имитационной системы на высокоуровневом стандартизированном языке VPEL. Администратор системы имеет возможность без программирования синтезировать новый сценарий расчётов интересующих показателей с использованием подключённых программных модулей исходя из поставленной цели исследования.

Переход к распределённым вычислениям обеспечивает существенное повышение гибкости аппаратно-программной реализации. Разработанный ПМК может быть распределён территориально и структурно, то есть выполняться на вычислительных мощностях, принадлежащих разным организациям, в том числе находящихся в разных городах и странах. При этом синтезированная система с точки зрения конечного пользователя будет функционировать как единое целое.

Данная возможность продемонстрирована на интеграции российского головного и белорусского сегментов распределённого программного комплекса. При этом российский головной сегмент находится территориально в СПИИРАН, а белорусский сегмент – в ОИПИ НАН Беларуси. Взаимодействие между российским и белорусскими сегментами возможно двумя путями:

– путём обращения ПМ российского сегмента с помощью соответствующего SOAP/XML или REST/JSON запроса к ПМ белорусского сегмента в рамках сценария, реализуемого ПМ «Координация» ПМК, выполнения расчётов белорусским ПМ и передачи средствами веб-запросов результатов в российский ПМ для дальнейшего использования (рис. 3, 4);

– путём использования разработанного многозадачного веб-интерфейса белорусского сегмента распределённого комплекса и запуска соответствующих ПМ как дополняющих функционально российский ПМК (рис. 2, 3).

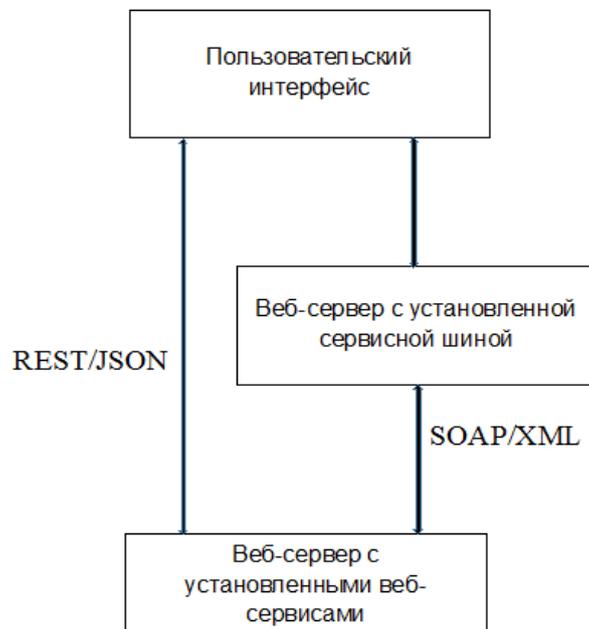


Рис. 4. Общая схема взаимодействия пользовательского интерфейса, партнёрского веб-сервера (с установленной шиной) и веб-сервера с установленными веб-сервисами

Заключение

Разработанный распределённый программный комплекс имеет следующие основные преимущества:

- создание и применение режимов сценарной работы координирующего модуля для проведения автоматических многократных просчётов позволяет повысить оперативность и обоснованность принимаемых решений;
- управление моделированием, визуализация и интерпретация результатов реализуются в пользовательском интерфейсе в виде тонкого (веб) клиента. Применение единого гибкого настраиваемого веб-интерфейса для всех используемых модулей позволяет предоставить оператору только необходимую информацию. Кроме того, использование 2D и 3D-визуализации данных позволяет на конструктивном уровне преодолевать проблему сложности интерпретации результатов;
- решение задач оценивания надёжности и живучести БА МКА представлено несколькими альтернативными вариантами методической и программной реализации, имеющими свою специфику;
- применение сервис-ориентированной архитектуры обеспечивает возможность дальнейшего развития распределённого комплекса программных средств для оценки надёжности и живучести БА МКА как с российской, так и с белорусской стороны. Кроме того, использование стандартизированных интерфейсов позволит эволюционно обновлять отдельные модули.

Исследования, выполненные по данной тематике, проводились в рамках Программы научно-технического сотрудничества Союзного государства «Мониторинг-СГ» (проект 1.4.1-1, проект №6МСГ/13-224-2); при финансовой поддержке: СПб ГПУ (мероприятие 6.1.1), ИТМО (субсидия 074-U01), грантов РФФИ (№№15-07-08391, 15-08-08459, 16-07-00779, 16-08-00510, 16-08-01277, 16-29-09482-офи-м, 17-08-00797, 17-06-00108, 17-01-00139, 17-20-01214, 17-29-07073-офи-м), госзадания Министерства образования и науки РФ №2.3135.2017/4.6; в рамках бюджетных тем №№0073–2014–0009, 0073–2015–0007, Международного проекта ERASMUS +, Capacity building in higher education, № 73751-EPP-1-2016-1-DE-EPPKA2-CBHE-JP, Новые стратегии обучения инженеров с использованием сред визуального моделирования и открытых учебных платформ; госзадания Министерства образования и науки РФ №2.3135.2017/4.6.

Библиографический список

1. Васильев С.Н. От классических задач регулирования к интеллектуальному управлению. Часть I // Известия РАН. Теория и системы управления. 2001. № 1. С. 5-22.
2. Васильев С.Н. От классических задач регулирования к интеллектуальному управлению. Часть II // Известия РАН. Теория и системы управления. 2001. № 2. С. 5-21.
3. Калинин В.Н, Соколов Б.В. Многомодельный подход к описанию процессов управления космическими средствами // Известия РАН. Теория и системы управления. 1995. № 1. С. 149-156.
4. Охтилев М.Ю., Соколов Б.В., Юсупов Р.М. Интеллектуальные технологии мониторинга и управления структурной динамикой сложных объектов. М.: Наука, 2006. 410 с.
5. Городецкий В.И. Многоагентные системы: современное состояние исследований и перспективы применения // Новости искусственного интеллекта. 1996. № 4. С. 44-59.

6. Калинин В.Н., Резников Б.А., Варакин Е.И. Теория систем и оптимального управления. Ч. 1. Основные понятия, математические модели и методы анализа систем. Л.: ВИКИ им. А. Ф. Можайского, 1979. 319 с.

7. Калинин В.Н., Соколов Б.В. Динамическая модель и алгоритм оптимального планирования комплекса работ с запретами на прерывание // Автоматика и телемеханика. 1987. № 1. С. 106-114.

8. Охтилев М.Ю., Мустафин Н.Г., Миллер В.Е., Соколов Б.В. Теоретические основы проактивного управления сложными объектами // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2014. Т. 57, № 11. С. 7-15.

9. Кульбак Л.И., Алюшкевич В.Б., Золотой С.А. Оценка надёжности бортовой аппаратуры малых космических аппаратов в процессе их полёта // Информатика. 2015. № 4. С. 109-118.

10. Skobtsov V., Novoselova N., Arhipov V., Potryasaev S. Intelligent Telemetry Data Analysis of Small Satellites // Advances in Intelligent Systems and Computing. 2017. V. 574. P. 351-361. DOI: 10.1007/978-3-319-57264-2_36

11. Скобцов В.Ю., Лапицкая Н.В., Саксонов Р.В., Власюк С.В. Логико-вероятностный подход к определению параметров надёжности // Сборник тезисов докладов IX международной научно-технической конференции «Информационные технологии в промышленности» (ИТИ*2017). Минск: ОИПИ НАН Беларуси, 2017. С. 133-134.

SERVICE-ORIENTED DISTRIBUTED SOFTWARE COMPLEX FOR EVALUATION AND MULTI-CRITERIA ANALYSIS OF RELIABILITY AND SURVIVABILITY OF ON-BOARD EQUIPMENT OF SMALL SATELLITES: RUSSIAN AND BELARUSIAN SEGMENTS

© 2017

- V. A. Zelentsov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Chief Researcher;
Institute for Informatics and Automation of the Russian Academy of Sciences,
St. Petersburg, Russian Federation;
v.a.zelentsov@gmail.com
- S. A. Potryasaev** Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher;
Institute for Informatics and Automation of the Russian Academy of Sciences,
St. Petersburg, Russian Federation;
spotryasaev@gmail.com
- B. V. Sokolov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Deputy Director for Research;
Institute for Informatics and Automation of the Russian Academy of Sciences,
St. Petersburg, Russian Federation;
sokol@iiias.spb.su
- V. Yu. Skobtsov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Leading Researcher;
United Institute of Informatics Problems of the National Academy of Sciences
of Belarus, Minsk, Belarus;
vasko_vasko@mail.ru
- S. A. Korenyako** Executive Director of the Union State Program “Monitoring-SG”, Head of the
Department of Joint Programs of Space and Information Technologies;
United Institute of Informatics Problems of the National Academy of Sciences
of Belarus, Minsk, Belarus;
korenjako@newman.bas-net.by
- D. S. Kim** Engineer; United Institute of Informatics Problems of the National Academy
of Sciences of Belarus, Minsk, Belarus;
d.kim2009@tut.by

- E. N. Vakulchyk** Post-graduate Student;
Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics, Minsk, Belarus;
evakulchik@yandex.by
- L. I. Kulbak** Candidate of Science (Engineering), Leading Researcher;
United Institute of Informatics Problems of the National Academy of Sciences
of Belarus, Minsk, Belarus;
lkulbak@yandex.ru
- E. D. Nikolaenya** Junior Researcher;
United Institute of Informatics Problems of the National Academy of Sciences
of Belarus, Minsk, Belarus;
nikolaenya.e.d@gmail.com
- N. V. Lapitskaya** Head of the Department of Information Technology Software;
Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics, Minsk, Belarus;
lapan@mail.ru
- R. V. Saksonov** Leading Engineer;
Unitary Enterprise "Geoinformation Systems", Minsk, Belarus;
roman_saksonov@tut.by

The paper presents solutions to the problems of estimation, analysis and forecasting of indicators of reliability, survivability and efficiency of on-board equipment (BE) of small satellites (SS) in standard and specified conditions of operation. A distributed software complex for multi-criteria evaluation, analysis and prediction of the values of reliability and survivability indicators of SS BE was developed taking into account the factors of outer space, as well as control of their reconfiguration at different stages of the life cycle (SPIIRAS). The developed complex of methodologies and software tools for estimating the reliability of SS BE (UIIP) was integrated as a distributed segment into the SPIIRAS software complex. The developed software systems are based on using the applied control theory of structural dynamics of complex objects, as well as the developed methods of estimation, analysis and forecasting of indicators of reliability, survivability and efficiency of SS BE, and database mining approach.

Small satellites; on-board equipment; control of structural dynamics; estimation; analysis and prediction of reliability, survivability and efficiency indicators of SS BE; distributed software complex; database mining; visualization; web-based system; service-oriented web architecture; web interface.

Citation: Zelentsov V.A., Potryasaev S.A., Sokolov B.V., Skobtsov V.Yu., Korenyako S.A., Kim D.S., Vakulchyk E.N., Kulbak L.I., Nikolaenya E.D., Lapitskaya N.V., Saksonov R.V. Service-oriented distributed software complex for evaluation and multi-criteria analysis of reliability and survivability of on-board equipment of small satellites: Russian and Belarusian segments. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 118-129. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-118-129

References

1. Vasil'ev S.N. From classical control problems to intelligent control. *Journal of Computer and Systems Sciences International*. 2001. V. 40, Iss. 1. P. 1-18.
2. Vasil'ev S.N. From classical control problems to intelligent control, part II. *Journal of Computer and Systems Sciences International*. 2001. V. 40, Iss. 2. P. 169-185.
3. Kalinin V.N., Sokolov B.V. A many-model approach to description of space means control processes. *Izvestiya Akademii Nauk, Teoriya i Sistemy Upravleniya*. 1995. No. 1. P. 149-156. (In Russ.)
4. Okhtilev M.Y., Sokolov B.V., Yusupov R.M. *Intellektual'nye tekhnologii monitoringa i upravleniya strukturnoy dinamiko slozhnykh ob"ektov* [Intelligent technologies for monitoring and control of the structural dynamics of complex objects]. Moscow: Nauka Publ., 2006. 410 p.
5. Gorodetskiy V.I. Multiagent systems: the current state of research and application prospects. *Novosti iskusstvennogo intellekta*. 1996. No. 4. P. 44-59. (In Russ.)
6. Kalinin V.N., Reznikov B.A., Varakin E.I. *Teoriya sistem i optimal'nogo upravleniya. Ch. 1. Osnovnye ponyatiya, matematicheskie modeli i metody analiza sistem* [System and

optimal-control theory. Part 1. Key concepts, mathematical models and system analysis methods]. Leningrad: Mozhaisky Military Space Institute Publ., 1979. 319 p.

7. Kalinin V.N, Sokolov B.V. Dynamic model and algorithm for optimal planning of a complex of work with prohibitions on interrupting. *Avtomatika i Telemekhanika*. 1987. No. 1. P. 106-114. (In Russ.)

8. Okhtilev M.Y., Mustafin N.G., Miller V.E., Sokolov B.V. Concept of Proactive Control over Complex Objects: Theoretical and Technological Basis. *Journal of Instrument Engineering*. 2014. V. 57, no. 11. P. 7-15. (In Russ.)

9. Kulbak L.I., Aliushkevich V.B., Zolotoy S.A. Assessment of reliability of the onboard equipment of small spacecrafts during their flight. *Informatics*. 2015. No. 4. P. 109-118. (In Russ.)

10. Skobtsov V., Novoselova N., Arhipov V., Potryasaev S. Intelligent Telemetry Data Analysis of Small Satellites. *Advances in Intelligent Systems and Computing*. 2017. V. 574. P. 351-361. DOI: 10.1007/978-3-319-57264-2_36

11. Skobtsov V.Yu., Lapitskaya N.V., Saksonov R.V., Vlasyuk S.V. Logical-probabilistic approach to the evaluation of reliability parameters. *Proceedings of the 9th International Scientific and Technical Conference «Information Technologies in Industry» (ITI*2017)*. Minsk: United Institute of Informatics Problems of the National Academy of Sciences of Belarus Publ., 2017. P. 133-134. (In Russ.)

ПРИМЕНЕНИЕ СВЁРТОЧНЫХ КОДОВ ДЛЯ ЗАЩИТЫ ПРОГРАММИРУЕМЫХ ЛОГИЧЕСКИХ ИНТЕГРАЛЬНЫХ СХЕМ ОТ ЕДИНИЧНЫХ ОТКАЗОВ, ВЫЗВАННЫХ РАДИАЦИОННЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

© 2017

А. А. Никитин инженер-электроник;
Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва, г. Королёв;
nikandrew.rus@yandex.ru

Ю. Н. Жигулёвцев кандидат технических наук, доцент;
Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет);
specon@bmstu.ru

Рассматривается вопрос повышения стойкости системы, состоящей из нескольких программируемых логических интегральных схем (ПЛИС), к радиационному воздействию космического пространства. Рассматриваются только некатастрофические сбои, свойственные радиационно стойким ПЛИС типа Antifuse. В качестве решения предложен алгоритм свёрточного кодирования, кодер которого усовершенствован заменой сдвигового регистра на циклически перезаписываемый регистр. Для декодирования используется алгоритм Витерби. Рассматриваемый алгоритм позволяет исправлять ошибки не только в канале с помехами, но и ошибки внутри кодера и декодера, возникающие в результате попадания тяжёлых заряженных частиц. Результаты покрывающих тестов реализации математической модели алгоритма доказали 100%-ю вероятность исправления одиночных ошибок во всех блоках.

Свёрточные коды; алгоритм Витерби; единичный радиационный сбой; циклически записываемый регистр; ПЛИС; локальный протокол.

Цитирование: Никитин А.А., Жигулёвцев Ю.Н. Применение свёрточных кодов для защиты программируемых логических интегральных схем от единичных отказов, вызванных радиационным воздействием космического пространства // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 130-136. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-130-136

В настоящее время в качестве основного элемента систем управления космического аппарата (КА) всё чаще выступают программируемые логические интегральные схемы. Они являются универсальным решением, позволяющим реализовывать на основе одного кристалла различные схемы, включающие в себя необходимые периферийные блоки, любые алгоритмы управления и даже реализованные в качестве блоков микроконтроллерные структуры. Но основным плюсом ПЛИС является возможность реализовывать схемы многоканального управления с высокой степенью синхронности.

Бортовые системы КА во время полёта подвергаются воздействию различных специальных факторов космического пространства, но наиболее сложно предсказуемым фактором является радиационное воздействие. Поэтому в системах управления используются только радиационно стойкие ПЛИС. Все из доступных на сегодняшний день ПЛИС российского производства построены по технологии плавких перемычек Antifuse. Однако данная радиационно стойкая технология не позволяет полностью избавиться от единичных сбоев и отказов, а лишь значительно повышает значение линейной передачи энергии (ЛПЭ) тяжёлых заряженных частиц (ТЗЧ), необходимой для появления единичного события. По этой причине разработчик схемы на ПЛИС должен организовать защиту, повышающую стойкость кристалла к радиационным воздействиям.

Главным условием реализуемой защиты является снижение вероятности перехода единичных радиационных воздействий (радиационное защёлкивание (SEL), переходная

ионизационная реакция (SET) или однократный восстанавливаемый сбой памяти (SEU) в одиночный эффект функционального прерывания или в «залипание» бита (SEFI). То есть не происходит переноса ошибки с уровня единичного логического элемента на уровень функционального блока.

На сегодняшний день разрешённых для применения в бортовых системах управления ПЛИС крайне мало и они имеют очень скромные объёмы логических элементов (1,5–2 тысячи). Поэтому для определённых многоканальных задач приходится объединять несколько кристаллов в одну схему для увеличения общего объёма вентиляей. При этом один кристалл является центром системы, а остальные локальные ПЛИС содержат в себе определённое количество каналов управления. При этом организовать дополнительные алгоритмы защиты на локальных ПЛИС довольно сложно из-за малого объёма кристалла. Поэтому необходимо разработать алгоритм, повышающий стойкость кристалла к единичным сбоям на всех этапах обмена между ПЛИС. В качестве одного из вариантов принят алгоритм свёрточного кодирования.

Свёрточное кодирование является одним из наиболее распространённых видов помехоустойчивого кодирования. На рис. 1 представлена упрощённая структурная схема системы с применением свёрточного кодирования. В ней источником информации является функциональный модуль, генерирующий входную последовательность $m = m_1, m_2, \dots, m_i, \dots$, где m_i – двоичный бит. Входная последовательность поступает во входной буфер, в классической реализации выполняющийся в виде сдвигового регистра. На выходе буфера появляется последовательность $F = H(m)$, подготовленная для кодирования кодером. Задачей кодера является преобразование каждой последовательности F в последовательность кодовых слов $U = G(F)$. Так как исходной информацией кодера является входной буфер, то каждое кодовое слово входной последовательности является зависимым от соседних бит.

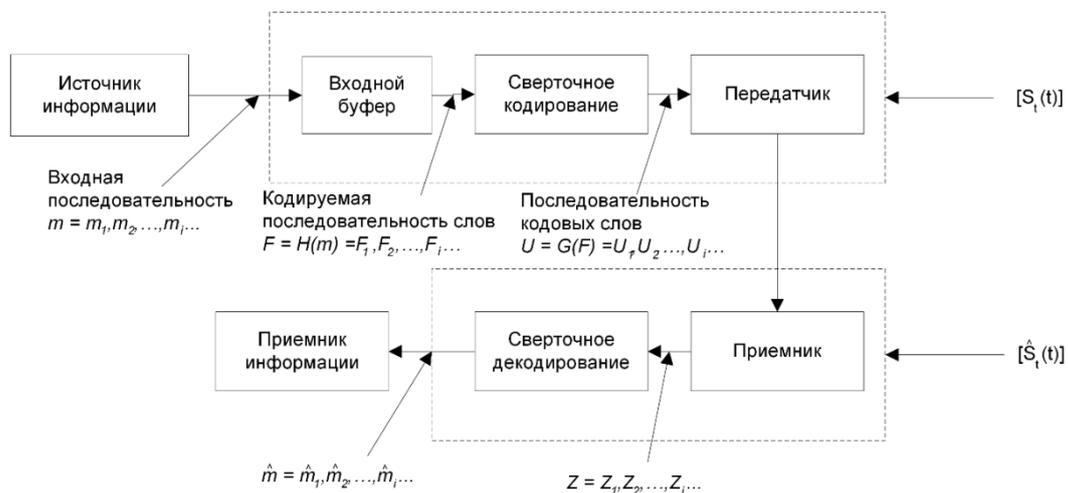


Рис. 1. Структурная схема локального протокола с применением свёрточного кодирования

При классическом применении свёрточного кодера ошибки возникают только в канале передачи информации. Но под действием ТЗЧ в схеме работы ПЛИС могут происходить сбои, вызывающие временное изменение состояния регистров на всех этапах работы локального протокола, начиная от входного буфера и заканчивая свёрточным декодером.

Расчёт частоты сбоев для каждого прибора производится отдельно. Однако анализ данных по приборам, участвующим в программе международной космической станции (МКС), показал, что частота сбоев достигает нескольких десятков в сутки. При этом

можно сделать вывод, что вероятность возникновения двух сбоев одновременно или в соседних тактах при стандартной тактовой частоте работы ПЛИС в единицы мегагерц и условии слабо изменяющейся плотности потока ТЗЧ галактических космических лучей настолько мала, что может не рассматриваться.

Таким образом, необходимо реализовать алгоритм свёрточного кодирования устойчивого для единичных сбоев, возникающих во входном буфере и свёрточных кодера и декодера.

Основным недостатком классической реализации входного буфера и кодера, представленного на рис. 2, а, является то, что при единичном сбое (SET, SEU или SEL) в сдвиговом регистре во время следующего такта произойдёт перезапись ошибочного бита в следующий бит регистра. Таким образом, ошибка повлияет не только на формируемое в настоящее время кодовое слово, но и на следующие K слов (K – кодовое ограничение):

$$t_1: H(m_i) = (m_i, m_{i-1}, m_{i-2}) \text{ – сбой нет;}$$

$$t_2: H(m_{i+1}) = (m_{i+1}, \bar{m}_i, m_{i-1}) \text{ – сбой во втором бите } \bar{m}_i;$$

$$t_3: H(m_{i+2}) = (m_{i+2}, m_{i+1}, \bar{m}_i) \text{ – сбой перезаписан в третий бит.}$$

Проблемой является и то, что во время сбоя бит входной последовательности m_i инвертируется и оба бита выходной последовательности становятся скомпрометированными:

$$\bar{m}_i : G_1(H(m_{i+2})) = \oplus_2(m_{i+2}, m_{i+1}, \bar{m}_i),$$

$$\bar{m}_i : G_2(H(m_{i+2})) = \oplus_2(m_{i+2}, \bar{m}_i).$$

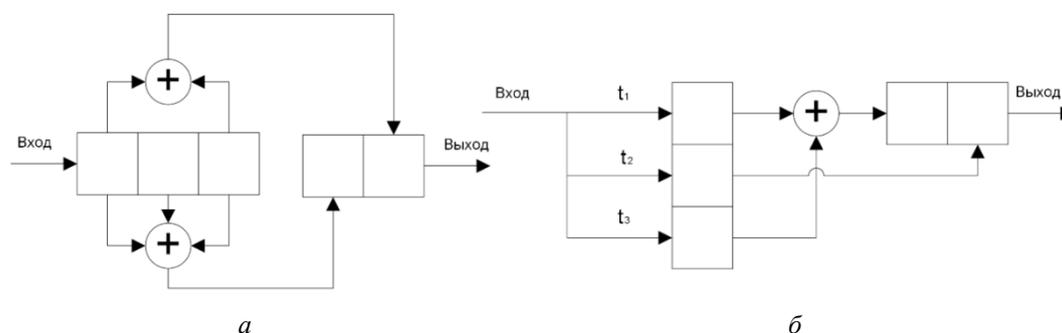


Рис. 2. Схема входного буфера и кодера:
а – классическая схема; б – для единичного сбоя от ТЗЧ

Для решения этой проблемы было решено применить в качестве входного буфера не сдвиговый регистр, а циклически записываемый регистр, представленный на рис. 2, б. Основная идея состоит в том, что каждый следующий такт запись происходит в новый бит, а при переполнении происходит перезапись наиболее старых записей. При этом выходные слова кодируемой последовательности равны:

$$t_1 : H(m_i) = (m_i, m_{i-2}, m_{i-1}) \text{ – сбой нет;}$$

$$t_2 : H(m_{i+1}) = (\bar{m}_i, m_{i+1}, m_{i-1}) \text{ – сбой в первом бите } \bar{m}_i;$$

$$t_3 : H(m_{i+2}) = (m_i, m_{i+1}, m_{i+2}) \text{ – перезапись бита не производилась.}$$

Как видно, в третьем такте за счёт отсутствия перезаписи сбой был восстановлен.

Свёрточный кодер был упрощён, так как имеющийся объём логических элементов в ПЛИС очень мал и не рассматривались двойные ошибки в связи с их малой вероятностью.

Декодер строится на основе упрощённого алгоритма Витерби, в качестве меры расстояния используется метрика Хэмминга. Основная суть декодера заключается в рассмотрении возможных путей и отбрасывании тех, которые согласно принципу максимального правдоподобия не могут быть оптимальными.

Для полного анализа работы кодера и декодера в среде Matlab была реализована их математическая модель

$$R = \frac{k}{n}, \tag{1}$$

где k показывает количество входных символов, поступающих за один такт на вход свёрточного кодера; n – характеризует общее количество разрядов в соответствующем кодовом слове на выходе кодера.

Рассмотрим реализацию кодера на примере одного решения, приведённого в таблице.

Результаты работы кодера в среде Matlab

m_i	$H(m_i)$	$F_i(\bar{m}_{i-1})$	$G(F_i)$	$G(F_i(\bar{m}_{i-1}))$
1	100	100	10	10
1	110	110	11	11
0	110	100	11	10
1	110	110	11	11
0	100	100	10	10

В результате работы кодера входная последовательность $m = 11010$ была закодирована в $U = 1011101110$. Таким образом видно, что в соответствии с (1) скорость кода снизилась в два раза. Для снижения избыточности кода было решено организовать параллельную передачу символов одного кодового слова. Это увеличит в два раза количество связей между центральной и локальной ПЛИС. Однако реализуемых в одной системе локальных протоколов не так много, и в тех реализациях, где применялся данный алгоритм, имелся запас по свободным контактам.

С помощью полного покрывающего тестирования было выявлено, что для любого сбоя (или в буфере, или в самом кодере) расстояние Хемминга между $G(F_i(\bar{m}_{i-1}))$ и $G(F)_i$ будет не больше 1. Также подтверждено, что ошибки, возникшие во входном буфере, не распространяются дальше одного кодового слова.

Работу реализованной в среде Matlab математической модели декодера рассмотрим на примере последовательности слов $G(F_i(\bar{m}_{i-1}))$, представленной в таблице.

Алгоритм работы реализованного декодера Витерби представлен на рис. 3, 4.

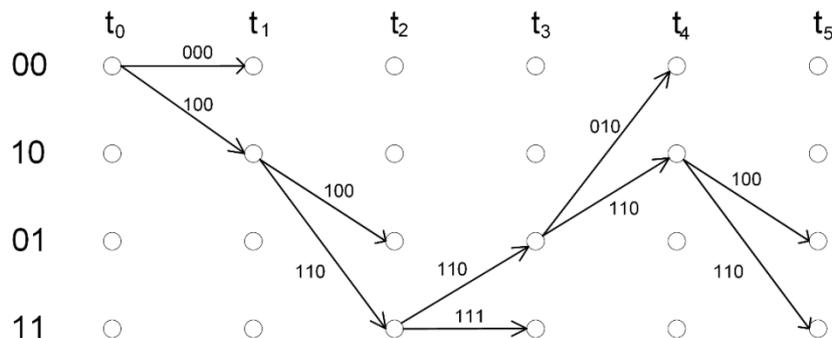


Рис. 3. Определение вариантов состояний выходного буфера

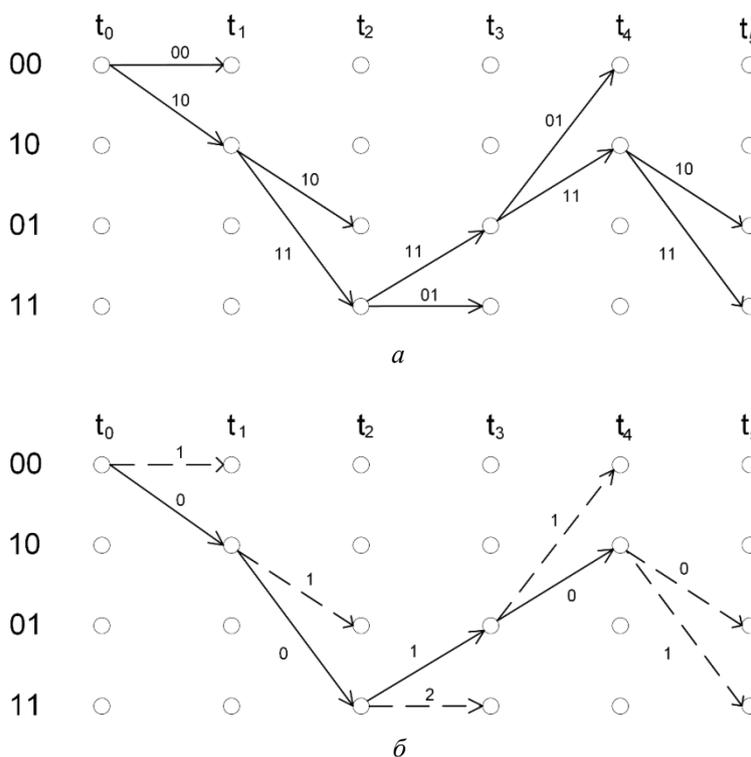


Рис. 4. Последовательность действий декодера:
 а – расчёт кодовых слов; б – вычисление расстояний Хемминга

Каждый такт декодер определяет два равновероятных пути, соответствующие каждому новому состоянию входной последовательности. Далее, как показано на рис. 3, алгоритм формирует возможные состояния входного буфера и кодирует их в вероятностные кодовые слова (рис. 4, а). Далее алгоритм рассчитывает кодовые расстояния Хемминга, как показано на рис. 4, б. Последним шагом является определение пути с наименьшим весом, который и признаётся истинным. В случае, если пути имеют одинаковый вес, то они считаются равновероятными и в следующем пути рассматриваются все 4 варианта, из которых также выбирается имеющий наименьший вес.

Анализ результатов

Результаты покрывающего тестирования кодера используются как входные данные для проверки алгоритма декодирования. Тестирование подтвердило, что во всех 100% входных данных, имеющих единичную ошибку, декодер исправил её.

И кодер, и декодер реализовывались на радиационно-стойкой ПЛИС 5576XC7T производства ОАО «ВЗПП-С», имеющего 1728 логических элементов.

Оптимизированная версия заняла 432 логических элемента, что равно 24% объёма кристалла. Кодер занял 48 логических элементов, что равно 3% объёма кристалла.

Задержка информационного обмена на ширине данных из-за необходимости декодирования составила два такта, что при используемой частоте 2 МГц составляет 1 мкс. Данное значение значительно меньше задержки, полученной в результате использования межмодульного интерфейса.

Заключение

Декодер занял довольно значительный объём, потому что построен по защищённой схеме с дополнительным дублированием некоторых элементов. Его использование должно вестись при строгом учёте ресурсов кристалла. В свою очередь, разработанная

реализация радиационно-стойкого свёрточного кодера занимает на 18% меньше объёма по сравнению с классической схемой защиты (троирование и последующее мажорирование выходных сигналов). Главным результатом является то, что кодер при таком занимаемом объёме может быть использован при большой загрузке ПЛИС и позволяет полностью избежать переноса ошибки с уровня единичного логического элемента на уровень функционального блока. Выбранный кристалл является первым в линейке ПЛИС российского производства, следующие модели радиационно стойких ПЛИС будут обладать большей ёмкостью, что позволит использовать разработанный декодер более эффективно и свободно.

Библиографический список

1. Синицин Д.В. Повышение помехоустойчивости радиотехнических систем передачи информации с использованием свёрточных алгоритмов обработки сигналов. Дис. ... канд. техн. наук. Владимир, 2014. 127 с.
2. Таперо К.И., Улимов В.Н., Членов А.М. Радиационные эффекты в кремниевых интегральных схемах космического применения. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2014. 305 с.
3. Блейхут Р. Теория и практика кодов, контролирующих ошибки. М.: Мир, 1986. 576 с.
4. Радиационная стойкость изделий ЭКБ / под ред. А.И. Чумакова. М.: НИЯУ МИФИ, 2015. 512 с.

APPLICATION OF CONVOLUTIONAL CODES FOR THE PROTECTION OF FPGA AGAINST SINGLE FAILURES CAUSED BY OUTER SPACE RADIATION EFFECTS

© 2017

A. A. Nikitin Electronics Engineer;
S.P. Korolyov Rocket and Space Corporation "Energia", Korolyov, Moscow Region,
Russian Federation;
nikandrew.rus@yandex.ru

Yu. N. Zhigulevtsev Candidate of Science (Engineering), Associate Professor;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
specon@bmstu.ru

Increasing the resistance of a system consisting of several programmable logic integrated circuits (FPGA) to space radiation effects is discussed in the paper. Only upsets (non-catastrophic failures) peculiar to the radiation-resistant FPGAs of the Antifuse type are considered. An algorithm of convolutional coding is proposed as a solution. The coder in this case is improved due to the replacement of a shift register by a cyclically rewritable register. The Viterbi algorithm is used for decoding. The algorithm considered in the article allows correcting errors not only in a noisy channel but also errors in the coder and decoder resulting from heavy ions hitting. The results of covering tests of implementation of a mathematical model of the algorithm proved one hundred per cent probability of correcting single errors in all units. The data obtained in the physical implementation of the algorithm in FPGA confirms the estimated reliability.

Convolutional code; Viterbi algorithm; single radiation-caused failure; cyclically rewritable register; FPGA; local protocol.

Citation: Nikitin A.A., Zhigulevtsev Yu.N. Application of convolutional codes for the protection of FPGA against single failures caused by outer space radiation effects. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 130-136. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-130-136

References

1. Sinitsin D.V. *Povyshenie pomekhoustoychivosti radiotekhnicheskikh system peredachi informatsii s ispol'zovaniem svertochnykh algoritmov obrabotki signalov. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Increasing noise immunity of radio engineering data transfer systems using convolution algorithms of signal processing. Dissertation of a Candidate of Science (Engineering)]. Vladimir, 2014. 127 p.
2. Tapero K.I., Ulimov V.N., Chlenov A.M. *Radiatsionnye efekty v kremnievykh integral'nykh skhemakh kosmicheskogo primeneniya* [Radiation effects in silicon logic integrated circuits of space-related application]. Moscow: BINOM. Laboratoriya Znaniy Publ., 2014. 305 p.
3. Blahut R.E. *Theory and Practice of Error Control Codes*. Boston: Addison-Wesley, 1983. 500 p.
4. *Radiatsionnaya stoykost' izdeliy EKB / pod red. A.I. Chumakova* [Radiation resistance of ECB products / edited by A.I. Chumakov]. Moscow: National Research Nuclear University MEPhI Publ., 2015. 512 p.

ПРОВЕДЕНИЕ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ ПРОГРАММИРУЕМЫХ ЛОГИЧЕСКИХ ИНТЕГРАЛЬНЫХ СХЕМ

© 2017

А. А. Огурцов инженер-исследователь;
АО «Российские космические системы», г. Москва;
sanoyashi@mail.ru

Описываются подходы к проведению функционального контроля программируемых логических интегральных схем (ПЛИС). Рассматривается существующее оборудование, позволяющее проводить функциональный контроль ПЛИС. Приводится таблица сравнения основных параметров представленной на рынке аппаратуры. Даны основные параметры аппаратуры, позволяющие упростить процесс проведения функционального контроля ПЛИС. По итогам анализа приводятся основные достоинства и недостатки использования данной аппаратуры. Описываются основные методы проведения функционального контроля ПЛИС. При разработке алгоритмов вся внутренняя структура ПЛИС разделяется на две отдельные функционально независимые части. Первая часть – это внутренняя программируемая логика, а вторая – встроенные в ПЛИС функциональные блоки. Приводятся примеры алгоритмов, разработанных на основе описанных методов, и конфигурационные прошивки, созданные при помощи этих алгоритмов. Разработанные алгоритмы осуществляют функциональный контроль внутренней логики, а также встроенных в ПЛИС функциональных блоков. При создании алгоритмов функционального контроля внутренней логики использован метод повторяющихся тестовых множеств. Для контроля встроенных в ПЛИС функциональных блоков используется метод создания схем самодиагностики.

ПЛИС; тестирование; автоматизированное тестовое оборудование; конфигурируемые логические блоки; алгоритмы функционального контроля ПЛИС; испытания; аппаратура для функционального контроля.

Цитирование: Огурцов А.А. Проведение функционального контроля программируемых логических интегральных схем // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 4. С. 137-146. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-137-146

Введение

В настоящее время при разработке радиоэлектронной аппаратуры широкое применение получили программируемые логические интегральные схемы, что связано в первую очередь с большой логической ёмкостью современных ПЛИС, позволяющей реализовывать функционально сложные устройства с высокими частотными характеристиками на одном кристалле интегральной схемы. Высокая степень интеграции и большое количество встроенных функциональных блоков ПЛИС ведёт к увеличению вероятности возникновения функционального дефекта, приводящего в дальнейшем к неправильному функционированию разрабатываемой аппаратуры. Поэтому при испытаниях важно не только проведение параметрического, но и функционального контроля ПЛИС. Возникновение дефектов также может быть обусловлено нарушением правил транспортировки ПЛИС и наличием на рынке большого числа контрафактных изделий, в том числе микросхем, уже снятых с производства, но до сих пор применяемых в некоторых образцах аппаратуры. Поэтому проведение функционального контроля позволяет подтвердить возможность использования ПЛИС в высоконадёжной аппаратуре при заданных условиях внешних воздействующих факторов и при заданных характеристиках.

Аппаратура для проведения функционального контроля

Для проведения испытаний микросхем существует определённый тип автоматической тестерной аппаратуры, в зарубежных источниках также называемой АТЕ (Automatic Test Equipments). Данная аппаратура позволяет проведение параметрического и функционального контроля в автоматическом режиме с заданными характеристиками. На рынке представлено множество как отечественных, так и иностранных производителей данной аппаратуры. В таблице приведено сравнение аппаратуры различных фирм-производителей по параметрам, наиболее сильно влияющим на возможности проведения функционального контроля ПЛИС.

Сравнительный анализ основных параметров аппаратуры для контроля ПЛИС

Наименование параметра	Фирма-производитель							
	Teradyne		Форм		HILEVEL Technology		Chroma	
Модель	Integra J750Ex	FLEX	FORMULA HF3	FORMULA 2K	Titan	Griffin III	3600	3380P
Максимальное количество каналов	1024	2240	512	256	1024	512	256	576
Частота смены векторов, МГц, не более	100**	500**	200 (300**)	20	200**	200**	100**	100**
Память на каждый тестовый канал, М состояний, (каждое состояние кодируется тремя битами)	64	256	64	1	64	64	16	64
Уровни выходного сигнала драйвера, В	-1.0...+6.5	-2.6...+7.6	-2.0...+7.5	-1.0...+6.0	--*	-1.25...+6.75	-8...+8	-8...+8
Диапазон активных нагрузок, мА	0..50	0..100	0..24	0..24	--*	--*	0..35	--*

*Данные характеристики не указаны в описании аппаратуры.

**Частота в мультиплексированном режиме.

Подробное описание и сравнение возможностей современной аппаратуры имеется в [1]. Проведение функционального контроля ПЛИС возможно и при помощи логических анализаторов, но при условии наличия в них специальных модулей генераторов тестовых последовательностей или программаторов и при наличии в ПЛИС поддержки определённых стандартов JTAG-тестирования.

Помимо определённых достоинств описанной выше аппаратуры, таких как автоматизация проведения испытаний, высокие частоты проведения контроля и точностные характеристики аппаратуры, существует и ряд недостатков, существенно затрудняющих или делающих весьма трудоёмким процесс проведения

функционального контроля ПЛИС. Основными недостатками являются: сложность реализации функционального контроля, отсутствие заложенных в аппаратуру специализированных алгоритмов функционального контроля, отсутствие возможности конфигурирования ПЛИС посредством интерфейсов SERIAL, JTAG или SPI либо отсутствие соответствующих библиотек для конфигурирования ПЛИС, высокая стоимость оборудования.

Методы проведения функционального контроля

В ПЛИС, в отличие от ASIC и других типов СБИС с фиксированной структурой, функциональное тестирование не зависит от функционирования конечного, созданного пользователем устройства и требует разработки универсальных высокоэффективных алгоритмов функционального контроля всех встроенных узлов и блоков [2]. Функциональный контроль ПЛИС требует множественных переконфигураций, так как невозможно провести полное функциональное тестирование всей внутренней логики только одной тестовой прошивкой.

Для проведения функционального контроля ПЛИС выделим три основных метода: метод использования схем самодиагностики (в зарубежной литературе называемый BIST (Built-in-self-test) [2–4], метод повторяющихся тестовых множеств (ILA-Iterative Logic Arrays) [5] и метод считывания выходных откликов посредством различных интерфейсов.

Метод использования схем самодиагностики подразумевает реализацию в прошивке специализированных схем, позволяющих проводить тестирование внутри самой ПЛИС. Данные схемы имеют определённую структуру (рис. 1), состоящую из генератора тестовых сигналов (TPG), анализатора отклика (ORA) и логики управления. Главным преимуществом метода является возможность тестирования без использования дорогостоящего тестового оборудования (ATE). Но реализация алгоритма на основе данного метода подразумевает использование определённого процента внутренней логики ПЛИС, а при проведении функционального контроля необходимо проверять весь объём внутренней логики. Поэтому данный метод наиболее удобно применять для тестирования всевозможных внутренних блоков ПЛИС.



Рис. 1. Архитектура стандартной схемы самодиагностики (BIST)

Для тестирования внутренней логики ПЛИС наиболее удобным является метод повторяющихся тестовых множеств. Основная идея данного метода заключается в том, что конфигурационные логические блоки (CLB), из которых состоит ПЛИС, конфигурируются таким образом, что выходные сигналы предыдущего CLB-блока являются входными сигналами следующего блока. Поэтому появляется возможность соединить блоки тестируемой логики в тестовые цепочки (рис. 2).

Использование ILA-метода позволяет значительно сократить число тестовых конфигураций и снизить время проведения функционального контроля. Одним из достоинств метода является высокая наблюдаемость, позволяющая определить место воз-

никновения ошибки. Использование метода ИЛА является оптимальным для проведения функционального контроля внутренней логики ПЛИС. Основным недостатком метода является необходимость наличия специализированного оборудования АТЕ для проведения тестирования, а также низкая, по сравнению с BIST, скорость тестирования.

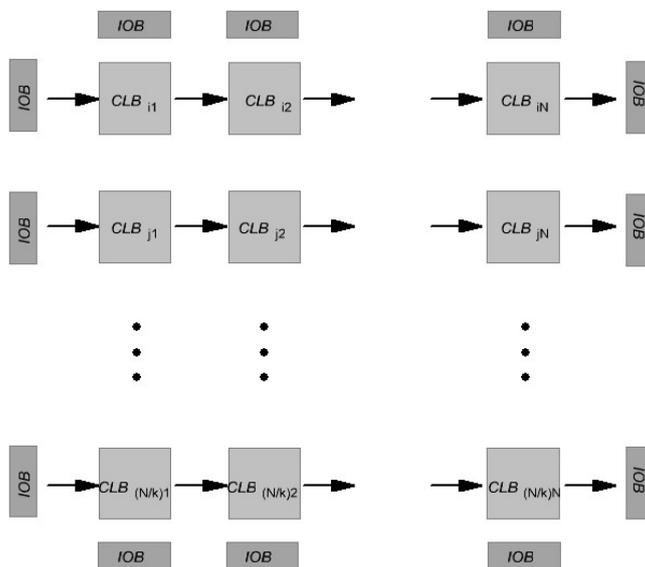


Рис. 2. Схема работы метода ИЛА

Метод считывания выходных откликов посредством различных интерфейсов требует наличия в ПЛИС интерфейса, например JTAG, поддерживающего расширенный функционал [6–8]. Использование данного метода облегчает проведение функционального контроля некоторых встроенных блоков ПЛИС. Достоинствами данного метода являются высокое быстродействие и возможность проведения функционального контроля без использования дорогостоящего оборудования. Основным недостатком является то, что данный метод применим только к новым семействам ПЛИС и может тестировать только некоторые встроенные блоки. Тестирование всей ПЛИС является довольно трудоёмким и заключается в объединении данного метода с методом встроенных схем самодиагностики посредством конфигурационной прошивки.

Алгоритмы функционального контроля

Для проведения функционального контроля ПЛИС на основе вышеописанных методов разрабатываются специализированные алгоритмы тестирования, представленные в виде тестовых конфигурационных прошивок. Для простоты понимания приведём разработанные алгоритмы в виде RTL-схем, т.к. VHDL код более сложен для восприятия. Первым этапом проведения функционального контроля является проверка внутренней логики ПЛИС. Основной объём внутренней логики современных ПЛИС составляют конфигурационные логические блоки CLB, количество которых достигает сотен тысяч. Каждый CLB-блок имеет одинаковую структуру и соединён с соседними блоками посредством коммутируемой матрицы межсоединений. На рис. 3 приведена стандартная архитектура ячейки ПЛИС.

Конфигурационный логический блок состоит из трёх основных частей: программируемого автомата состояний (таблицы перекодировки LUT), программируемого регистра и логики переноса. Проанализировав внутреннюю структуру блока, можно увидеть, что для полного функционального контроля CLB блока необходимо проверять:

- таблицы перекодировки (LUT's – Look-up tables);
- блоки распределённой памяти на основе LUT;
- блоки сдвиговых регистров (SRL – Shift register logic) на основе LUT;
- блоки программируемых регистров;
- логику переноса.

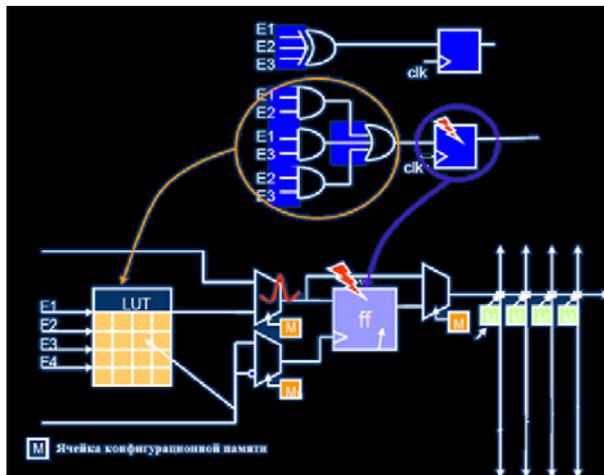


Рис. 3. Архитектура ячейки ПЛИС

Для каждого описанного блока разработаны алгоритмы функционального контроля на основе метода повторяющихся множеств.

Одним из основных компонентов конфигурационного логического блока является LUT-блок, способный также выполнять функции распределённой памяти и сдвигового регистра. Все вышеописанные функции проверяются при проведении функционального контроля. Для проверки LUT-блока используются алгоритмы, описанные ниже.

Как показали предыдущие исследования [9], для полной проверки одного LUT-блока необходимы только две тестовые конфигурации на основе логических функций XOR и XNOR. Основной предлагаемый принцип функционального контроля LUT показан на примере элемента с четырьмя входами. Для формирования одной ячейки сканирующей цепочки (рис. 4) используется восемь LUT-блоков: четыре из них сконфигурированы на выполнение функции исключающего ИЛИ (XOR), а остальные конфигурируются как исключающие ИЛИ с инверсией (XNOR). Соединены восемь LUT-блоков как показано на рис. 4.

Тестовые сигналы на входы A1, A2, A3 и A4 поступают на тестируемую ячейку с выводов микросхемы либо с предыдущей сканирующей ячейки. Т.к. первые 4 ячейки выполняют функции логического XOR, а оставшиеся ячейки – функции логического XNOR, тогда, если все LUT функционируют правильно, то выполняются следующие тождества:

$$B1 = B2 = B3 = B4 = A1 \wedge A2 \wedge A3 \wedge A4, \quad (1)$$

$$C1 = B1 \wedge A2 \wedge A3 \wedge A4 = A1. \quad (2)$$

Нетрудно доказать, что C2, C3 и C4 соответственно равны A2, A3 и A4, т.е. сигналы на входах ячейки эквивалентны сигналам на выходе. Следовательно, если происходит ошибка в любом LUT-блоке, то это обнаружится на выходе сканирующей цепочки.

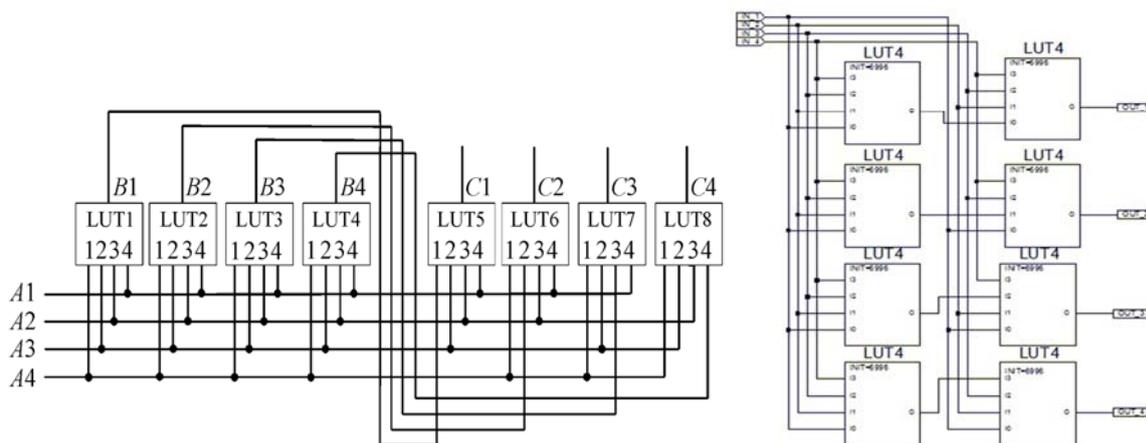


Рис. 4. Ячейка сканирующей цепочки (слева), пример конфигурационной прошивки (справа)

Как было отмечено ранее, у большинства современных ПЛИС ячейки LUT-блоков могут быть сконфигурированы на выполнение функции распределённой RAM или ROM памяти, а также на выполнение функции сдвигового регистра SRL. Для проверки функции распределённой памяти предлагается алгоритм функционального контроля, показанный на рис. 5. Функциональная схема работы алгоритма зависит от типа используемого LUT, на основе которого строится распределённая память. На рис. 5 приведён пример для распределённой памяти на основе LUT с четырьмя входами.

Для этого 4 RAM блока соединяются параллельно, как показано на рис. 5, и формируют одну сканирующую ячейку. Запись информации происходит по положительному перепаду тактового сигнала, а чтение – по отрицательному, для чего на вход OUTCLK подаётся инвертированный сигнал INCLK. Чтобы правильно детектировать возможные возникающие ошибки, в памяти предустановлены значения, противоположные подаваемым тестовым сигналам. Как можно увидеть из схемы, сигналы на входе сканирующей ячейки совпадают с сигналами на выходе, что позволяет объединить ячейки в сканирующую цепь. Для проверки всех возможных ошибок требуется четыре конфигурационные прошивки, где к каждому входу данных ячеек памяти подключаются разные сигналы in.

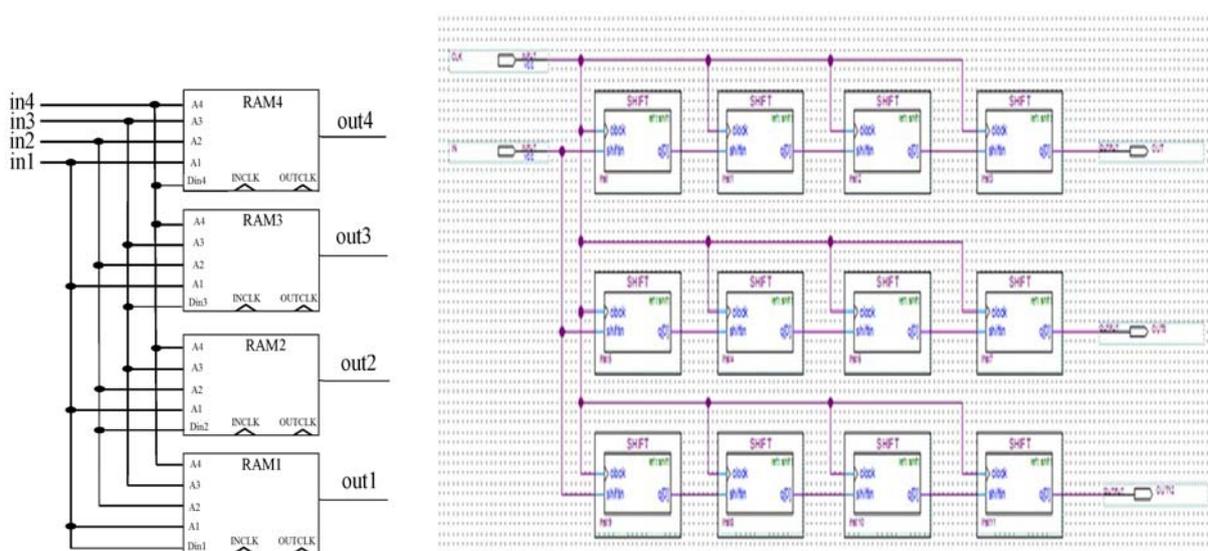


Рис. 5. Ячейка сканирующей цепочки для проверки памяти (слева) и пример реализации конфигурационной прошивки для проверки сдвиговых регистров на основе LUT (справа)

Как отмечено ранее, LUT-блок большинства современных ПЛИС может также конфигурироваться и как блок сдвигового регистра. Для проверки этой функции LUT используются алгоритмы, принцип работы которых схож с вышеописанными. Для этого сдвиговые регистры объединяются в сканирующую цепь, где функции сканирующей ячейки выполняет один сдвиговый регистр. При возникновении ошибки сигнал на выходе сканирующей цепочки будет отличаться от входного сигнала. Пример реализации конфигурационной прошивки приведён на рис. 6.

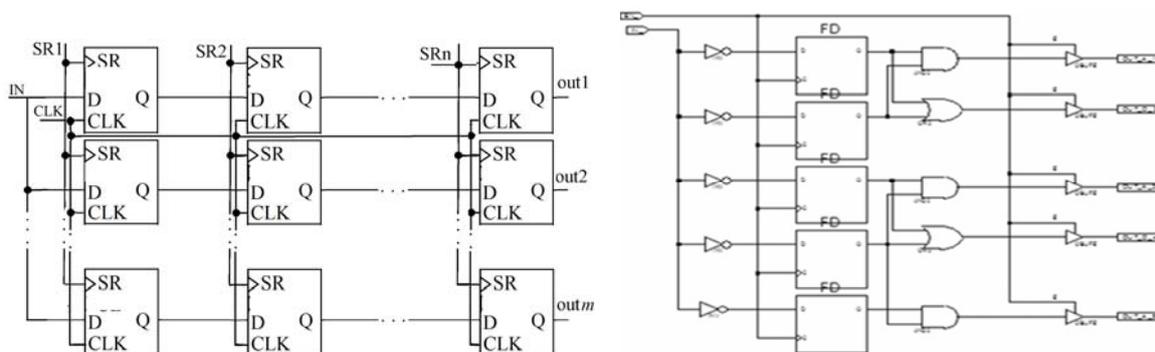


Рис. 6. Алгоритм проверки программируемых регистров в CLB (слева) и пример реализации в виде конфигурационной прошивки (справа)

Помимо LUT-блоков CLB-блок состоит из программируемых регистров, которые могут быть сконфигурированы на выполнение функции триггера или защёлки (latch) и логики быстрого переноса. Для проверки логики быстрого переноса используется тот же принцип, что и для проверки сдвиговых регистров. Алгоритм проверки программируемых регистров следующий. Все регистры конфигурируются как D-триггеры и объединяются в последовательности. Но поскольку триггер может иметь сигналы сброса/установки, функционирование которых также должно быть проверено, то последовательности соединяются так, как показано на рис. 6, и представляют собой тестовую матрицу.

На вход каждой сканирующей ячейки подаётся одинаковый тестовый сигнал. Если в каком-либо из триггеров возникает сбой, то его можно детектировать на выходах. Проверка сигналов сброса/установки происходит аналогично. В зависимости от запрограммированной полярности подаются управляющие сигналы на вход сброса SR. Соответственно, если отсутствует реакция какого-либо триггера на управляющие сигналы, то это может детектироваться на выходах тестовых цепочек.

Современные ПЛИС помимо внутренней программируемой логики содержат в своём составе огромное количество встроенных блоков. В ПЛИС встречаются следующие функциональные блоки: блоки синхронизации DCM и PLL, арифметические блоки (умножители), процессорные ядра (DSP – digital signal processor), блочная память, высокоскоростные приёмопередатчики, блоки аналоговой обработки сигналов (встроенные АЦП) и т.д. Для проверки каждого из блоков разрабатываются алгоритмы функционального контроля на основе метода схем самодиагностики BIST.

На рис. 7 приведён пример реализации алгоритма функционального контроля блока PLL. Принцип работы заключается в том, что на вход PLL подаётся сигнал с эталонного внешнего генератора, а полученные после умножения/деления частоты контролируются схемой измерения частоты. На рис. 7 приведён пример контроля блока PLL методом считывания выходных откликов при помощи интерфейса JTAG и утилиты SignalTap II фирмы Altera.

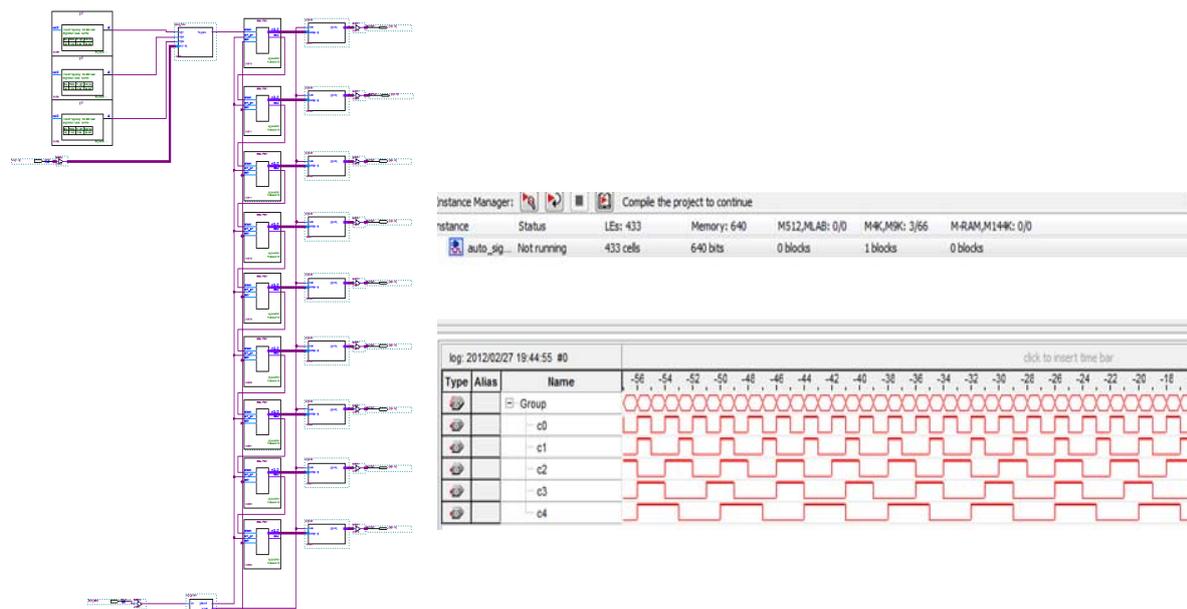


Рис. 7. Алгоритм проверки блоков PLL методом схем самодиагностики BIST (слева) и методом считывания выходных откликов (справа)

Заключение

Проведённый анализ методов показал, что для проведения контроля внутренней логики ПЛИС наиболее удобно использовать метод повторяющихся тестовых множеств (ILA-Iterative Logic Arrays), а для контроля встроенных функциональных блоков ПЛИС наиболее эффективно применять метод с использованием схем самодиагностики BIST. По результатам сравнительного анализа имеющейся аппаратуры и на основе разработанных алгоритмов функционального контроля ведётся работа по разработке тестера функционального контроля ПЛИС и по оценке и улучшению эффективности алгоритмов функционального контроля ПЛИС.

Библиографический список

1. Краснов М.И., Огурцов А.А. Аппаратура для функционального контроля ПЛИС // Контроль. Диагностика. 2013. № 9 (12). С. 49-54.
2. Toutounchi S., Lai A. FPGA test and coverage // IEEE International Test Conference (TC). 2002. V. 67. P. 599-607. DOI: 10.1109/TEST.2002.1041811
3. Dutton B.F., Stroud C.E. Built-in self-test of configurable logic blocks in Virtex-5 FPGAs // 41st Southeastern Symposium on System Theory. 2009. P. 230-234. DOI: 10.1109/ssst.2009.4806778
4. Zhang Z., Zhiping Wen Z., Chen L., Zhou T., Zhang F. BIST approach for testing configurable logic and memory resources in FPGAs // IEEE Asia-Pacific Conference on Circuits and Systems, Proceedings, APCCAS. 2008. P. 1767-1770. DOI: 10.1109/apccas.2008.4746383
5. Huang W.K., Meyer F.J., Lombardi F. Multiple fault detection in logic resources of FPGAs // IEEE International Symposium on Defect and Fault Tolerance in VLSI Systems. 1997. P. 186-194. DOI: 10.1109/dftvs.1997.628324
6. Bareisa E., Jusas V., Motiej K., Seinauskas R. Black box fault models // Information Technology and Control. 2006. V. 35. P. 177-186.

7. Rearick J., Eklow B., Posse K., Crouch A., Bennetts B. IJTAG (Internal JTAG): A Step Toward a DFT Standard // IEEE International Conference on Test. 2005. DOI: 10.1109/test.2005.1584044

8. IEEE Std. 1149.6-2003. IEEE Standard for Boundary-Scan Testing of Advanced Digital Networks. New York: Institute of Electrical and Electronics Engineers, 2003.

9. IEEE Std. 1500-2005. IEEE Standard Testability Method for Embedded Core-Based Integrated Circuits. New York: Institute of Electrical and Electronics Engineers, 2005.

CONDUCTING FUNCTIONAL CONTROL OF FIELD-PROGRAMMABLE GATE ARRAYS

© 2017

A. A. Ogurtsov Research Engineer;
Joint-Stock Company Russian Space Systems, Moscow, Russian Federation
sanoyashi@mail.ru

Approaches to accomplishing functional control of field-programmable gate arrays (FPGA) are described. The first part of the article describes the existing equipment that allows conducting functional tests of FPGAs. A table comparing the main parameters of the equipment available in the market is given. The table contains the main parameters of the equipment that make it possible to simplify the process of conducting functional tests of FPGAs. The main advantages and disadvantages of using this equipment are shown on the basis of the analysis. In the second part of the article the author describes the main methods of conducting functional tests of FPGAs. When developing algorithms, the author divides all the internal structure of a FPGA into two functionally independent parts. The first part is the internal programmable logic, and the second part contains functional blocks built into a FPGA. The article gives examples of algorithms developed on the basis of the methods described and configuration firm-ware produced with the help of these algorithms. The developed algorithms carry out functional control of the internal logic, as well as of function blocks built into a FPGA. To develop algorithms for functional control of internal logic the author uses the method of iterative logic arrays. A method of creating built-in self-test structures is used for the control of function blocks built into a FPGA. In the final part the author draws conclusions and describes the directions of his further research.

Field-programmable gate array (FPGA); FPGA test; automatic test equipment; configurable FPGA; FPGA functional control; equipment for functional control.

Citation: Ogurtsov A.A. Conducting functional control of field-programmable gate arrays. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 4. P. 137-146. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-4-137-146

References

1. Krasnov M.I., Ogurtsov A.A. Equipments for FPGA functional test. *Testing. Diagnostics*. 2013. No. 9 (12). P. 49-54. (In Russ.)

2. Toutouchi S., Lai A. FPGA test and coverage. *IEEE International Test Conference (TC)*. 2002. V. 67. P. 599-607. DOI: 10.1109/TEST.2002.1041811

3. Dutton B.F., Stroud C.E. Built-in self-test of configurable logic blocks in Virtex-5 FPGAs. *41st Southeastern Symposium on System Theory*. 2009. P. 230-234. DOI: 10.1109/ssst.2009.4806778

4. Zhang Z., Zhiping Wen Z., Chen L., Zhou T., Zhang F. BIST approach for testing configurable logic and memory resources in FPGAs. *IEEE Asia-Pacific Conference on Circuits and Systems, Proceedings, APCCAS*. 2008. P. 1767-1770. DOI: 10.1109/apccas.2008.4746383

5. Huang W.K., Meyer F.J., Lombardi F. Multiple fault detection in logic resources of FPGAs. *IEEE International Symposium on Defect and Fault Tolerance in VLSI Systems*. 1997. P. 186-194. DOI: 10.1109/dftvs.1997.628324
6. Bareisa E., Jusas V., Motiej K., Seinauskas R. Black box fault models // *Information Technology and Control*. 2006. V. 35. P. 177-186.
7. Rearick J., Eklow B., Posse K., Crouch A., Bennetts B. IJTAG (Internal JTAG): A Step Toward a DFT Standard. *IEEE International Conference on Test*. 2005. DOI: 10.1109/test.2005.1584044
8. IEEE Std. 1149.6-2003. IEEE Standard for Boundary-Scan Testing of Advanced Digital Networks. New York: Institute of Electrical and Electronics Engineers, 2003.
9. IEEE Std. 1500-2005. IEEE Standard Testability Method for Embedded Core-Based Integrated Circuits. New York: Institute of Electrical and Electronics Engineers, 2005.