

## СОДЕРЖАНИЕ

---

---

### АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

---

<b>МЕТОД ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА ПО БОРТОВЫМ АСТРОНОМИЧЕСКИМ ИЗМЕРЕНИЯМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФИЛЬТРА БАТТЕРВОРТА</b>	
<i>В. М. Ананенко, А. Д. Голяков, П. В. Калабин</i>	7

<b>КОНЦЕПТУАЛЬНЫЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СЛОЖНЫХ ЖГУТОВ БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ</b>	
<i>А. Н. Коптев, А. Ю. Мясников</i>	19

<b>КОМАНДНОЕ ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИЯМИ ГИПЕРЗВУКОВОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ</b>	
<i>М. М. Крикунов</i>	31

<b>ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ СТРУКТУРЫ LSTM С ИЗМЕНЯЕМОЙ ПАМЯТЬЮ</b>	
<i>А. В. Кузнецов, Г. М. Макарьянц</i>	38

### МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

---

<b>МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ ПОРОШКА ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ6</b>	
<i>А. В. Агаповичев, А. В. Сотов, В. Г. Смелов</i>	53

<b>ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ МНОГОСЛОЙНОГО МНОГОПРОЛЁТНОГО ГОФРИРОВАННОГО ПАКЕТА</b>	
<i>Р. И. Алкеев, В. И. Сусликов, И. Д. Эскин</i>	63

<b>РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ УСТРОЙСТВА ГАЗОВОЙ ШТАМПОВКИ ПОЛЫХ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ТРУБНОЙ ЗАГОТОВКИ</b>	
<i>А. Ю. Боташев, Р. А. Байрамуков, Н. У. Бисилов, Э. Х. Джуманазаров, Р. С. Малсугенов</i>	73

<b>ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОГИДРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ С УЧЁТОМ БЫСТРОДЕЙСТВИЯ ДАТЧИКОВ</b>	
<i>А. М. Гареев, А. Г. Гимадиев, Д. М. Стадник, И. А. Попельнюк</i>	85

**АКУСТИЧЕСКАЯ ДИАГНОСТИКА ЛОКАЛЬНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ  
ПРЯМОЗУБЫХ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ КОЛЁС  
В СОСТАВЕ МНОГОВАЛЬНОГО ПРИВОДА  
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЙРОСЕТЕВЫХ МОДЕЛЕЙ**

*А. Н. Парфиевич, А. В. Драган, В. А. Сокол*

99

**ТЕХНОЛОГИЯ МАЛОЭМИССИОННОГО СЖИГАНИЯ ТОПЛИВА  
И КОНСТРУКТИВНЫЙ ОБЛИК КАМЕРЫ СГОРАНИЯ  
ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ**

*Ю. И. Цыбизов, Д. Д. Тюлькин, И. Е. Воротынец*

107

---

---

**CONTENTS**

---

---

---

**AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING**

---

<b>METHOD OF PRELIMINARY SOLUTION OF THE PROBLEM OF SPACE ROBOT NAVIGATION BY ONBOARD ASTRONOMICAL MEASUREMENTS USING THE BUTTERWORTH FILTER</b> <i>V. M. Ananenko, A. D. Golyakov, P. V. Kalabin</i>	7
<b>CONCEPTUAL FRAMEWORK OF DESIGNING COMPLEX BUNDLES OF AIRCRAFT ON-BOARD CABLE NETWORK</b> <i>A. N. Koptev, A. Yu. Myasnikov</i>	19
<b>OPTIMAL COMMAND CONTROL OF FLIGHT PATHS OF AEROSPACE SYSTEM HYPERSONIC FIRST STAGE IN CONDITIONS OF ATMOSPHERIC DISTURBANCES</b> <i>M. M. Krikunov</i>	31
<b>GAS TURBINE ENGINE DYNAMIC MODEL BASED ON VARIABLE-MEMORY LSTM ARCHITECTURE</b> <i>A. V. Kuznetsov, G. M. Makaryants</i>	38
<hr/> <b>MECHANICAL ENGINEERING</b> <hr/>	
<b>MATHEMATICAL MODELING OF THE PROCESS OF SELECTIVE LASER MELTING OF Ti-6Al-4V TITANIUM ALLOY POWDER</b> <i>A. V. Agapovichev, A. V. Sotov, V. G. Smelov</i>	53
<b>PROPERTIES OF A MULTI-LAYER MULTI-SPAN CORRUGATED PACKAGE</b> <i>R. I. Alkeev, V. I. Suslikov, I. D. Eskin</i>	63
<b>DEVELOPMENT AND RESEARCH OF A GAS STAMPING DEVICE FOR MAKING HOLLOW PRODUCTS FROM A PIPE BILLET</b> <i>A. Yu. Botashev, R. A. Bayramukov, N. U. Bisilov, E. Kh. Dzhumanazarov, R. S. Malsugenov</i>	73
<b>CALCULATING THE DYNAMIC ERROR IN MEASUREMENT OF ELECTROHYDROMECHANICAL SYSTEM PARAMETERS, TAKING INTO ACCOUNT THE OPERATING SPEED OF SENSORS</b> <i>A. M. Gareyev, A. G. Gimadiev, D. M. Stadnik, I. A. Popelnyuk</i>	85

**ACOUSTIC DIAGNOSTICS OF LOCAL DAMAGES OF SPUR  
WHEELS IN MULTI-SHAFT DRIVE USING NEURAL  
NETWORK MODELS**

*A. N. Parfilyevich, A. V. Dragan, V. A. Sokol*

99

**TECHNOLOGY OF LOW-EMISSION FUEL COMBUSTION  
AND CONCEPTUAL STRUCTURE OF THE COMBUSTION  
CHAMBER OF A GAS-TURBINE POWER PLANT**

*Yu. I. Tsybizov, D. D. Tyulkin, I. E. Vorotyntsev*

107

## МЕТОД ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО РОБОТА ПО БОРТОВЫМ АСТРОНОМИЧЕСКИМ ИЗМЕРЕНИЯМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФИЛЬТРА БАТТЕРВОРТА

© 2020

- В. М. Ананенко** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры автономных систем управления;  
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;  
[avm-brok@mail.ru](mailto:avm-brok@mail.ru)
- А. Д. Голяков** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автономных систем управления;  
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;  
[algol1949@mail.ru](mailto:algol1949@mail.ru)
- П. В. Калабин** адъюнкт;  
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург;  
[kalabinpavel179@gmail.com](mailto:kalabinpavel179@gmail.com)

Представлен метод предварительного решения задачи навигации космического робота по результатам измерений, проводимых с помощью его бортовых оптико-электронных средств. В качестве исходных данных навигационной задачи выступают направляющие косинусы вектора ориентации космического робота в абсолютной геоцентрической экваториальной системе координат с привязкой ко времени в течение одного витка. Получены аналитические выражения для определения неизвестных параметров движения центра масс космического робота в виде кеплеровских элементов орбиты. Показано, что для определения прямого восхождения восходящего узла, наклона и большой полуоси орбиты космического робота используется информация об ориентации его радиуса-вектора в различные моменты времени, а для определения аргумента перигея, момента прохождения перигея и эксцентриситета орбиты используется угловая орбитальная скорость космического робота, которая определяется по результатам оценивания скорости изменения ориентации его радиуса-вектора во времени. Представленные результаты могут быть использованы при разработке программного обеспечения систем навигации, позволяющих автономно определять параметры орбиты космического робота с помощью бортовых оптико-электронных датчиков при отсутствии априорной информации о параметрах опорной орбиты или сигналов от спутниковых радионавигационных систем.

*Космический робот; методы автономной навигации; бортовые оптико-электронные средства; кеплеровские элементы орбиты; автономная система навигации; орбитальная угловая скорость; параметры движения.*

---

**Цитирование:** Ананенко В.М., Голяков А.Д., Калабин П.В. Метод предварительного решения задачи навигации космического робота по бортовым астрономическим измерениям с использованием фильтра Баттерворта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 2. С. 7-18. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-7-18

### Введение

В настоящее время повышенный научный и практический интерес проявляется к разработке, созданию и последующей эксплуатации космических роботов (КР) различного назначения [1]. В течение срока своего существования в зависимости от заданных целевых функций КР способны активно маневрировать, переходить с одной орбиты на другую или осуществлять сближение с кооперируемыми или некооперируемыми космическими объектами. Для выполнения орбитальных манёвров и решения других функциональных задач в бортовой системе управления КР должна иметься информация о параметрах его истинной орбиты в текущий момент времени. Такая информация

формируется в результате решения бортовыми вычислительными средствами КР навигационной задачи. В условиях воздействия на КР возмущающих факторов одной из актуальных проблем является повышение автономности функционирования КР, в том числе повышение автономности функционирования системы навигации.

Навигационная задача на борту КР может быть решена с помощью навигационной аппаратуры потребителей спутниковой навигационной системы, например ГЛОНАСС [2-5]. Обеспечивая высокую точность навигации, спутниковая навигационная система имеет, вместе с тем, ограниченную помехоустойчивость, что снижает степень автономности функционирования КР. Устранение указанного недостатка может быть в значительной степени достигнуто путём разработки, создания и установки на КР дополнительных автономных бортовых систем навигации, которые выполняют свои функции без информационной поддержки наземным комплексом управления.

Анализ методов автономной космической навигации, приведённых, например, в работах [6-8], показывает, что для целого ряда типов КР предпочтительными бортовыми системами навигации являются такие системы, которые базируются на астрономических методах, основанных на сравнении измеренных первичных навигационных параметров с опорными (априорными) параметрами и последующей статистической обработкой невязок измерений динамическими фильтрами.

Однако при лётной эксплуатации КР могут возникнуть дестабилизирующие факторы, обусловленные полной или частичной потерей априорной информации о параметрах опорной орбиты КР. В этом случае процесс навигации КР целесообразно проводить в два этапа [4; 8]. На первом этапе выполняется предварительное (начальное) определение параметров орбиты КР, при котором вводятся определённые допущения и используются сравнительно простые алгоритмы, позволяющие оперативно получить информацию, необходимую для уточнения элементов орбиты КР или координат и составляющих вектора его скорости на втором этапе.

Методы предварительного решения задачи космической навигации основаны на использовании позиционных измерений первичных навигационных параметров [9], например, результатов бортовых измерений высоты полёта и зенитных расстояний двух навигационных звёзд [7], координат естественных навигационных ориентиров на фоне звёздного неба [6] и т.п. При этом на этапе предварительного (начального) определения параметров орбиты КР, как правило, полагается, что в результатах навигационных измерений отсутствуют случайные погрешности.

Целью работы является разработка метода предварительного решения задачи навигации бортовыми оптико-электронными средствами КР, содержащими случайные погрешности.

### **Постановка задачи и принятые допущения**

При разработке метода предварительного решения задачи навигации будем полагать, что задача ориентации КР, содержащего бортовые оптико-электронные средства, решена, например способом, изложенным в работе [6]. Угловое положение радиусавектора КР относительно абсолютной геоцентрической экваториальной системы координат (АГЭСК) известно в любой момент времени  $t$  с некоторой случайной погрешностью и определено вектором направляющих косинусов

$$C(t) = [c_x(t) \quad c_y(t) \quad c_z(t)]^T, \quad (1)$$

где  $c_x(t)$ ,  $c_y(t)$ ,  $c_z(t)$  – проекции вектора  $C(t)$  на оси АГЭСК ( $XYZ$ ).

Отличительная особенность рассматриваемой навигационной задачи заключается, с одной стороны, в отсутствии априорных сведений о параметрах орбиты КР, а с другой стороны – в необходимости её решения с требуемой точностью.

В связи с этим введём следующие допущения:

- движение КР происходит в центральном гравитационном поле Земли по эллиптической орбите;
- влияние атмосферы, притяжение Луны и давление солнечного ветра на движение центра масс КР не учитывается;
- результаты измерений вектора (1) содержат случайные погрешности, которые распределены по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием;
- погрешность бортовых часов КР пренебрежимо мала.

Задача состоит в необходимости определить параметры движения КР в виде кеплеровских элементов орбиты. Введённые ограничения на действующие на КР в процессе его полёта внешние силы позволяют разделить процесс предварительного решения задачи навигации КР на два этапа. На первом этапе определяются параметры, характеризующие положение плоскости орбиты КР в пространстве, а на втором этапе – параметры, характеризующие движение КР в плоскости его орбиты.

В качестве источников первичной информации могут выступать оптико-электронные приборы типа БОКЗ (разработчик институт космических исследований РАН) и построитель местной вертикали (ПМВ) серии ПМВ 8201-В (разработчик ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ»). Предельная погрешность данных приборов составляет: для БОКЗ – порядка 8 угл. с, для ПМВ 8201-В – порядка 2,5 угл. мин [10; 11]. Как видно, основной вклад в погрешность определения ориентации КР вносит ПМВ, поэтому погрешностью БОКЗ можно пренебречь. В качестве исходных данных для исследований примем предельную погрешность определения ориентации радиуса-вектора КР  $C(t)$ , равную 3 угл. мин, параметры орбиты КР: прямое восхождение восходящего узла  $0^\circ$ , наклонение орбиты  $60^\circ$ , аргумент перигея  $0^\circ$ , большая полуось 6650 км, эксцентриситет 0,3, момент прохождения перигея 2500 с. При таких исходных данных, если не применять предлагаемый метод, погрешность определения параметров движения центра масс КР составит 5,8 км.

### Определение ориентации плоскости орбиты КР в пространстве

Ориентация плоскости орбиты КР в пространстве может быть задана с помощью различных параметров. В теории полёта космических объектов [12] и в теории космической навигации [9] при решении этой задачи наибольшее распространение получили два элемента орбиты: угол наклона орбиты ( $i$ ) и прямое восхождение восходящего узла орбиты ( $\Omega$ ).

Для определения этих элементов орбиты КР воспользуемся известными данными об ориентации радиуса-вектора КР в АГЭСК, т.е. вектором (1).

Представим вектор  $\bar{\Lambda}_o$  средней угловой орбитальной скорости КР в виде

$$\bar{\Lambda}_o = \Lambda_o \bar{\lambda} = \Lambda_o [\lambda_x \quad \lambda_y \quad \lambda_z]^T, \quad (2)$$

где  $\Lambda_o$  – модуль вектора  $\bar{\Lambda}_o$ ;  $\bar{\lambda}$  – орт вектора  $\bar{\Lambda}_o$ ;  $\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$  – проекции единичного вектора  $\bar{\lambda}$  на оси АГЭСК.

Составляющие орта вектора (2) найдём путём решения системы уравнений:

$$\left. \begin{aligned} c_x(t_1)\lambda_x + c_y(t_1)\lambda_y + c_z(t_1)\lambda_z &= 0, \\ c_x(t_2)\lambda_x + c_y(t_2)\lambda_y + c_z(t_2)\lambda_z &= 0, \\ \lambda_x^2 + \lambda_y^2 + \lambda_z^2 &= 1, \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где  $c_x(t_j)$ ,  $c_y(t_j)$ ,  $c_z(t_j)$  – проекции вектора (1) в  $j$ -е моменты времени ( $j=1, 2$ ).

По известным значениям проекций орта вектора угловой орбитальной скорости КР, которые получены в результате решения системы уравнений (3), оценки искомых углов  $i$  и  $\Omega$  рассчитываем по формулам [9]:

$$\begin{aligned} \hat{i} &= \arccos(\lambda_z), \\ \hat{\Omega} &= -\arctg\left(\frac{\lambda_x}{\lambda_y}\right). \end{aligned} \quad (4)$$

Результаты расчётов значений оценок углов  $i$  и  $\Omega$  в соответствии с (4) при средне-квадратических погрешностях определения углового положения 3 угл. мин приведены на рис. 1, 2 соответственно.

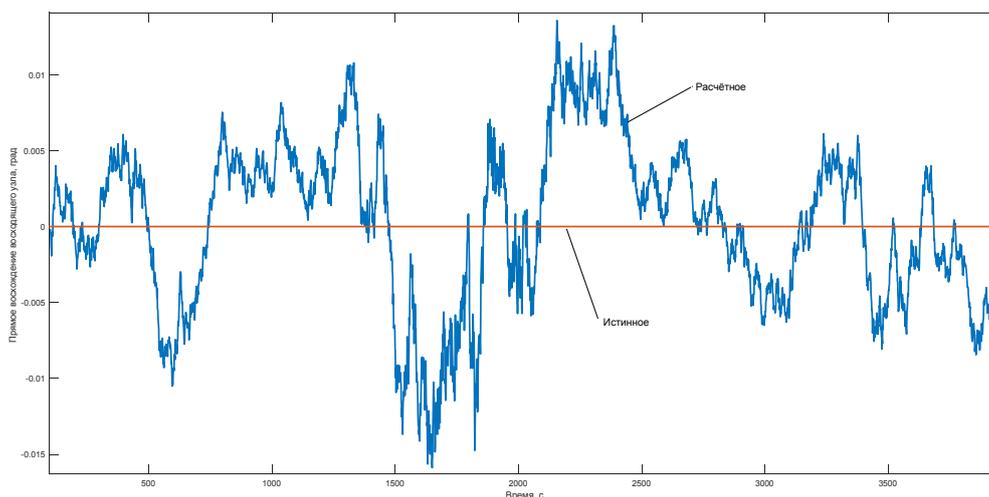


Рис. 1. Оценка прямого восхождения восходящего узла орбиты и его истинное значение

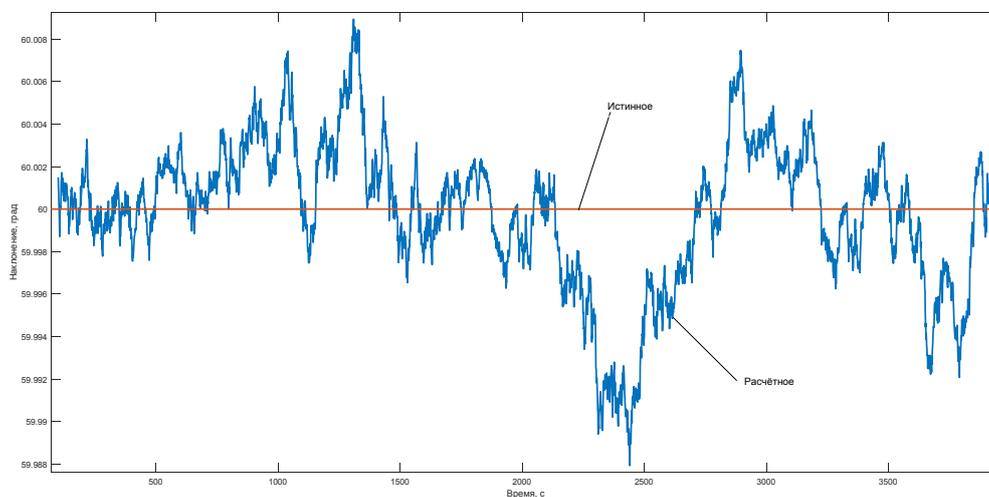


Рис. 2. Оценка угла наклонения орбиты и его истинное значение

Анализ полученных результатов показывает, что случайные погрешности измерений углового положения КР не оказывают существенного влияния на точность оценок углов  $i$  и  $\Omega$  (погрешность определения местоположения центра масс составит около 0,03 км). Поэтому нет необходимости выполнять статистическую обработку результатов измерений при определении ориентации плоскости орбиты КР в пространстве.

### Определение параметров движения КР в плоскости орбиты

Невозмущённое движение центра масс КР в плоскости орбиты характеризуется следующими элементами: большая полуось ( $a$ ), аргумент перигея ( $\omega$ ), эксцентриситет ( $e$ ) и время прохождения через перигей ( $\tau_{II}$ ).

Для определения большой полуоси ( $a$ ) орбиты КР воспользуемся известным соотношением, которое приведено в монографии [12] и однозначно связывает большую полуось орбиты КР с периодом его обращения вокруг Земли  $T_o$  :

$$a = \left( \frac{T_o \sqrt{\mu}}{2\pi} \right)^{\frac{2}{3}}, \quad (5)$$

где  $\mu$  – гравитационный параметр Земли ( $\mu = 3,98602 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ ).

Период обращения КР вокруг Земли ( $T_o$ ) можно определить с помощью его бортовых часов и оптико-электронных средств способами, изложенными, например, в [7; 9]. Поскольку среднеквадратическая погрешность бортовых часов, установленных на современных космических аппаратах, составляет единицы мкс и менее, погрешностью определения большой полуоси орбиты КР можно пренебречь и полагать, что оценка большой полуоси орбиты КР, рассчитанная по формуле (5), соответствует истинному значению.

Для определения оценок трёх элементов орбиты КР: аргумента перигея ( $\omega$ ), эксцентриситета ( $e$ ) и времени прохождения через перигей ( $\tau_{II}$ ) рассмотрим зависимость изменения модуля ( $\Lambda_o$ ) вектора орбитальной угловой скорости КР от времени его полёта. Для определения орбитальной угловой скорости КР в любой  $j$ -й точке его орбиты, которая соответствует моменту времени  $t_j$ , воспользуемся формулой:

$$\Lambda_o(t_j) = \frac{\varphi(\Delta t_j)}{\Delta t_j}. \quad (6)$$

Здесь  $\varphi(\Delta t_j)$  – угол поворота радиуса-вектора КР в течение интервала времени  $\Delta t_j$  :

$\varphi(\Delta t_j) = \arccos(c_x(t_{j-1})c_x(t_{j+1}) + c_y(t_{j-1})c_y(t_{j+1}) + c_z(t_{j-1})c_z(t_{j+1}))$ ;  $\Delta t_j$  – продолжительность определения орбитальной угловой скорости КР в  $j$ -й точке его орбиты:  $\Delta t_j = \Delta t_{j+1} - \Delta t_{j-1}$ ;  $c_x(t_{j-1})$ ,  $c_y(t_{j-1})$ ,  $c_z(t_{j-1})$  и  $c_x(t_{j+1})$ ,  $c_y(t_{j+1})$ ,  $c_z(t_{j+1})$  – направляющие косинусы (1) радиуса-вектора КР в моменты времени  $t_{j-1}$  и  $t_{j+1}$  соответственно, т.е. в предыдущей и последующей точках мерного интервала относительно момента времени  $t_j$ .

Измеряемые бортовыми оптико-электронными средствами направляющие косинусы радиуса-вектора КР содержат случайные погрешности. Предположим, что сред-

неквадратическая погрешность результатов измерений компонентов вектора (1) равна  $5 \cdot 10^{-4}$ .

Фрагмент процесса определения вектора (1) приведён на рис. 3, где показаны зависимости от времени истинной и расчётной орбитальной угловой скорости КР.

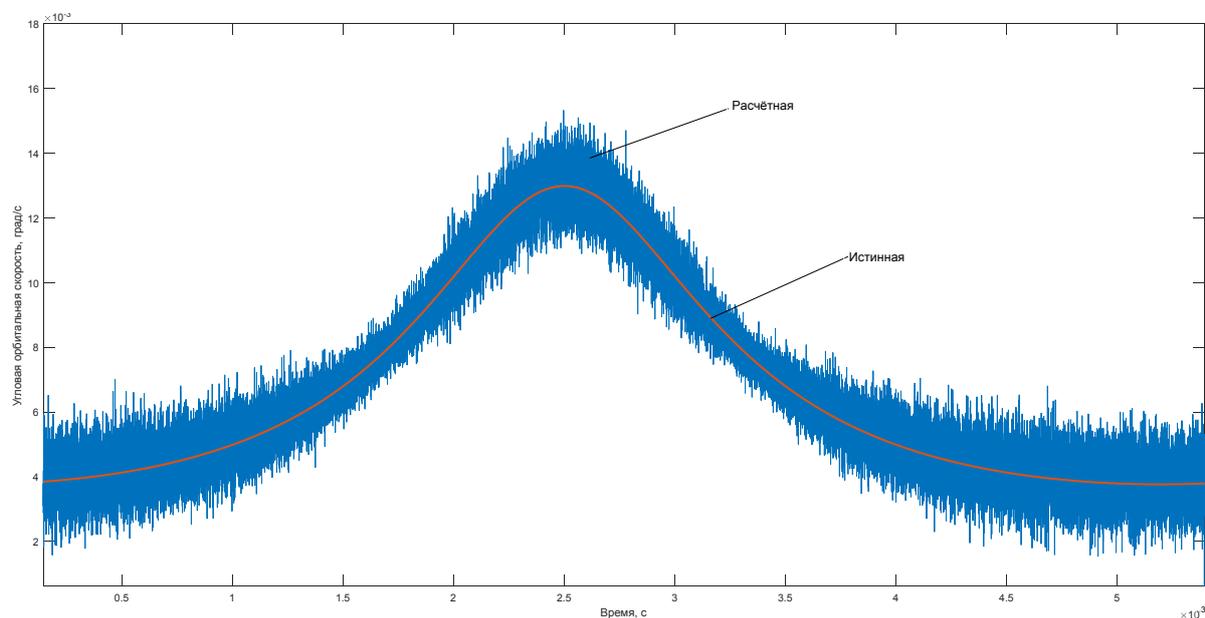


Рис. 3. Зависимость орбитальной угловой скорости КР от времени

Анализ полученных данных показывает, что частота результатов оценивания орбитальной угловой скорости КР, обусловленных погрешностями измерений, на несколько порядков выше частоты изменения угловой скорости КР, т.е. полезного сигнала. В частности, частота полученных оценок составляет 1 Гц, а частота полезного сигнала - около 0,0001 Гц. При этом амплитуда оценок орбитальной угловой скорости КР в несколько раз меньше амплитуды полезного сигнала (амплитуда оценок составляет  $2 \cdot 10^{-3}$  град/с, амплитуда полезного сигнала равна  $5 \cdot 10^{-3}$  град/с).

С целью борьбы с низкочастотной составляющей сигнала могут быть использованы различные методы, в том числе методы, которые базируются на дискретных фильтрах низких частот. При этом дискретный фильтр должен обеспечивать максимально плоскую амплитудно-частотную характеристику в полосе пропускания и достаточную крутизну затухания. Наиболее полно сформулированным требованиям отвечает фильтр Баттерворта [13].

Выбор фильтра Баттерворта обусловлен следующими причинами. Амплитудно-частотная характеристика данного фильтра является максимально гладкой на частотах полосы пропускания и снижается практически до нуля на частотах полосы подавления. Фильтр Баттерворта – единственный из фильтров, который сохраняет форму АЧХ для более высоких порядков (за исключением более крутого спада характеристики на полосе подавления), тогда как многие другие разновидности фильтров (фильтр Чебышева, фильтр Бесселя, эллиптический фильтр) имеют различные формы АЧХ при различных порядках. Фильтр Баттерворта характеризуется порядком фильтрации – параметром, определяющим крутизну передаточной функции фильтра. При малых значениях порядка фильтра передаточная функция имеет гладкую форму, близкую по форме к передаточной характеристике гауссова фильтра; при высоких значениях фильтр характеризуется крутой передаточной функцией и приближается по форме к характеристикам идеального фильтра. К преимуществам низкочастотных фильтров Баттерворта отно-

сится меньшее проявление нежелательных эффектов размытия и появления ложных контуров по сравнению с идеальными низкочастотными фильтрами [14].

Работа дискретного фильтра Баттерворта основана на суммировании (с весовыми коэффициентами) некоторого количества входных отсчетов (включая последний) и некоторого количества предыдущих выходных отсчетов:

$$y(k) = b_0x(k) + b_1x(k-1) + \dots + b_mx(k-m) - a_1y(k-1) - a_2y(k-2) - \dots - a_ny(k-n),$$

где  $x$  – входные отсчёты;  $y$  – выходные отсчёты;  $a_j, b_j$  – вещественные коэффициенты;  $m, n$  – количества входных ( $x$ ) и выходных ( $y$ ) отсчётов соответственно.

Для решения задачи фильтрации низкочастотной составляющей сигнала при определении вектора (1) эмпирическим путём установлены порядок фильтра Баттерворта  $m = n = 5$  и значения коэффициентов  $b_j$  и  $a_j$ , где  $j = \overline{0,5}$ , приведённые в таблице.

Таблица. Коэффициенты фильтра Баттерворта

Номер коэффициента	Значение коэффициента $b_j \cdot 10^{14}$	Значение коэффициента $a_j$
0	2,4	1
1	11,8	-4,988
2	23,7	9,951
3	23,7	-9,927
4	11,8	4,951
5	2,4	-0,988

Амплитудно-частотная характеристика созданного фильтра Баттерворта представлена на рис. 4.

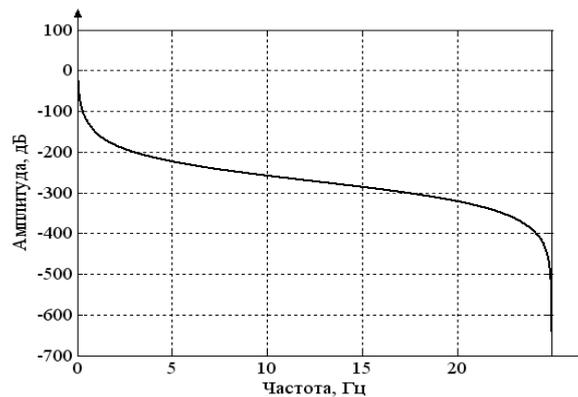


Рис. 4. Амплитудно-частотная характеристика фильтра Баттерворта

Разработанный дискретный фильтр низких частот позволяет с достаточно высоким качеством отфильтровать помехи, вызванные погрешностями бортовых измерений. На рис. 5 приведена зависимость оценки орбитальной угловой скорости КР (6) от времени, полученная на основании отфильтрованных результатов измерений вектора (1) в интервале времени (10500 – 11055) с, и приведены значения истинной орбитальной угловой скорости КР.

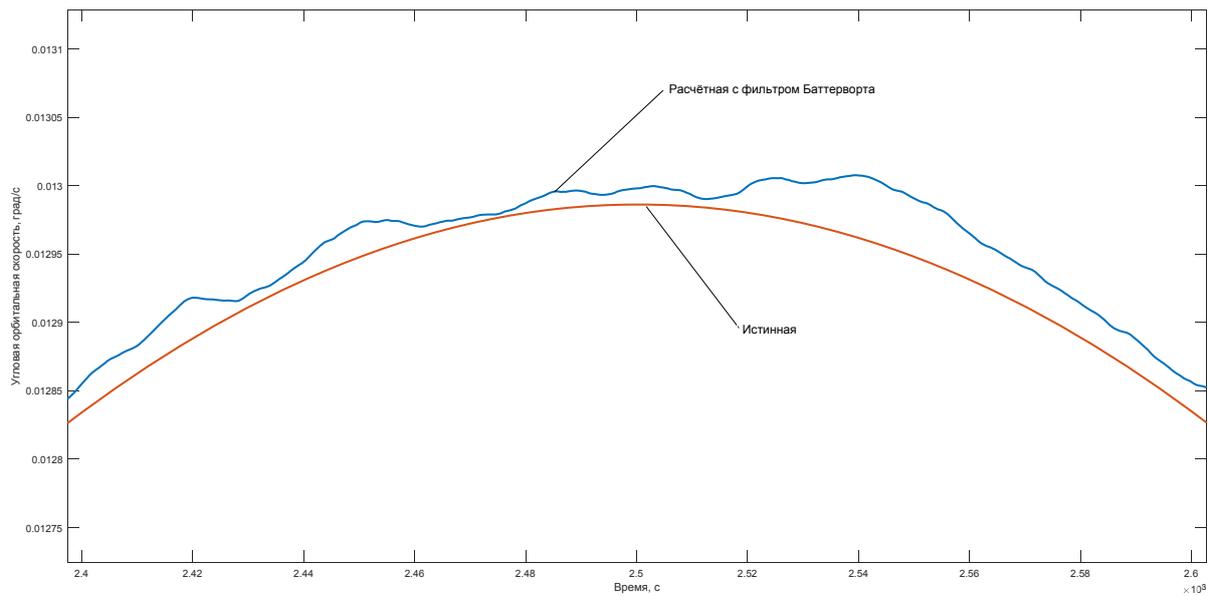


Рис. 5. Зависимости истинной орбитальной угловой скорости КР и её оценки после фильтрации от времени

С помощью отфильтрованных значений орбитальной угловой скорости КР найдём время прохождения через перигей ( $\tau_{II}$ ), аргумент перигея ( $\omega$ ) и эксцентриситета ( $e$ ) орбиты КР.

Известно, что в момент времени прохождения КР через перигей модуль его угловой орбитальной скорости достигает максимального значения. Поэтому оценку  $\hat{\tau}_{II}$  времени прохождения КР через перигей ( $\tau_{II}$ ) найдём при условии достижения максимума рассчитанного значения модуля угловой орбитальной скорости КР:

$$\Lambda_o(\hat{\tau}_{II}) = \max. \quad (7)$$

Аргумент перигея КР ( $\omega$ ) представляет собой геоцентрический угол между направлениями на перигей и восходящий узел его орбиты. Для расчёта значения оценки угла  $\omega$  воспользуемся формулой

$$\hat{\omega} = \arccos(c_x(t_\Omega)c_x(\tau_{II}) + c_y(t_\Omega)c_y(\tau_{II})), \quad (8)$$

где  $c_x(t_\Omega)$  и  $c_y(t_\Omega)$  – проекции вектора (1) на оси  $X$  и  $Y$  АГЭСК в момент времени прохождения КР восходящего узла орбиты, т.е. в момент, при котором выполняется равенство:  $c_z(t_\Omega) = 0$ ;  $c_x(\tau_{II})$  и  $c_y(\tau_{II})$  – соответственно проекции вектора (1) на оси  $X$  и  $Y$  АГЭСК в момент времени прохождения КР через перигей.

Расчёт оценки эксцентриситета орбиты КР ( $\hat{e}$ ) выполним с помощью полученного в результате фильтрации максимального значения модуля угловой орбитальной скорости КР:  $\Lambda_o(\tau_{II}) = \max$ .

В области перигея орбиты КР справедливым является следующее соотношение [9]:

$$\vartheta = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} E, \quad (9)$$

где  $\vartheta$  – истинная аномалия орбиты КР;  $E$  – эксцентрисическая аномалия орбиты КР, которая определяется в результате решения уравнения Кеплера:  $E - eE = M$ ;  $M$  – средняя аномалия орбиты КР.

Из соотношения (9) находим орбитальную угловую скорость КР в точке перигея:

$$\Lambda_o(\tau_{II}) = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \frac{\dot{M}}{1-e} = \sqrt{\frac{1+e}{(1-e)^3}} \dot{M}, \quad (10)$$

где  $\dot{M}$  – производная от средней аномалии орбиты КР, которая имеет функциональную связь с большой полуосью орбиты КР:  $\dot{M} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$ .

Обозначим  $\frac{\Lambda_o(\tau_{II})}{\dot{M}} = k$  и из выражения (10) найдём оценку эксцентриситета орбиты КР:

$$\hat{e} = \frac{1}{3k} d - \frac{1}{kd} + 1, \quad (11)$$

где  $d$  – параметр, функционально связанный с коэффициентом  $k$ :

$$d = \left( -27k + 3\sqrt{3}\sqrt{1+27k^2} \right)^{\frac{1}{3}}.$$

Таким образом, в результате обработки результатов бортовых измерений вектора (1) с помощью фильтра Баттерворта и вычислений, выполненных по формулам (4), (5), (7), (8), (11), получены все параметры, определяющие орбиту КР.

Можно показать, что при использовании предложенного метода предварительного решения задачи навигации среднеквадратическая погрешность определения координат КР не превышает 0,9 км при среднеквадратических погрешностях определения углового положения КР, равных 3 угл. мин.

### Заключение

При отсутствии сведений о начальных (опорных) параметрах движения центра масс КР решается предварительная задача навигации, цель которой состоит в получении или восполнении недостающей или утраченной навигационной информации.

В качестве исходных данных для решения предварительной задачи навигации КР могут выступать результаты угловых измерений бортовых оптико-электронных приборов – построителя местной вертикали, звёздного датчика и т.п.

Для борьбы с неизбежными погрешностями результатов бортовых измерений предложено использовать дискретный фильтр низких частот Баттерворта, параметры которого определены экспериментальным путём.

Результаты работы могут быть использованы при обосновании программного обеспечения системы автономной навигации КР, а также при построении интегрированных навигационных систем [15] перспективных космических аппаратов.

### **Библиографический список**

1. Силантьев С., Фоминов И., Королев С. Роботы на орбите // Воздушно-космическая сфера. 2016. № 2 (87). С. 118-123.
2. Аким Э.Л., Капралов М.А., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Определение параметров движения космического аппарата бортовой навигационной системой по измерениям псевдоскорости и псевдодальности спутниковых навигационных систем // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2004. № 20. 25 с.
3. Михайлов Н.В. Автономная навигация космических аппаратов при помощи спутниковых радионавигационных систем. СПб.: Политехника, 2014. 362 с.
4. Тучин Д.А. Автономное определение орбиты на борту космического аппарата // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2019. № 7. 36 с. DOI: 10.20948/prepr-2019-7
5. Филимонов В.А., Тисленко В.И., Лебедев В.Ю., Кравец А.П. Сигма-точечный алгоритм фильтра Калмана в задаче автономной навигации космического аппарата // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2017. Т. 4, № 1. С. 3-7. DOI: 10.17238/issn2409-0239.2017.1.3
6. Андронов В.Г., Емельянов С.Г. Метод автономной навигации космических аппаратов // Известия Юго-Западного государственного университета. 2016. № 2 (65). С. 65-73.
7. Аншаков Г.П., Голяков А.Д., Петрищев В.Ф., Фурсов В.А. Автономная навигация космических аппаратов. Самара: Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», 2011. 486 с.
8. Трещалин А.П. Применение оптико-электронной аппаратуры космических аппаратов для предварительного определения параметров орбиты околоземных объектов // Труды МФТИ. 2012. Т. 4, № 3 (15). С. 122-131.
9. Порфирьев Л.Ф., Смирнов В.В., Кузнецов В.И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. М.: Машиностроение, 1987. 280 с.
10. Аванесов Г.А., Бессонов Р.В., Дементьев В.Ю. Прибор звёздной ориентации БОКЗ М60/1000. Методика и результаты исследований на динамическом стенде // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2013. Т. 10, № 4. С. 24-33.
11. Гандлевский Ю.М., Михайлов Е.Н., Мосолова Ю.С., Рабовский А.Е. Оценка точности инфракрасных построителей местной вертикали по результатам лётных испытаний // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2014. Т. 141, № 4. С. 31-38.
12. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полёта искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.
13. Сергиенко А.Б. Цифровая обработка сигналов. СПб.: Питер, 2003. 604 с.
14. Медведева К.С., Бердников Г.С. Сравнение низкочастотного фильтра Баттерворта с радиально-симметричным SE-фильтром // Сборник трудов IV международной конференции и молодёжной школы «Информационные технологии и нанотехнологии» (ИТНТ-2018). Самара: Новая техника, 2018. С. 745-751.
15. Фоминов И.В., Королёв С.Ю., Зоткин М.Ю. Теоретический подход к созданию интегрированных навигационных систем с адаптивной комплексной обработкой информации // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2015. № 646. С. 68-76.

## METHOD OF PRELIMINARY SOLUTION OF THE PROBLEM OF SPACE ROBOT NAVIGATION BY ONBOARD ASTRONOMICAL MEASUREMENTS USING THE BUTTERWORTH FILTER

© 2020

- V. M. Ananenko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Senior Lecturer of the Department of Autonomous Control Systems; Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; [avm-brok@mail.ru](mailto:avm-brok@mail.ru)
- A. D. Golyakov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Autonomous Control Systems; Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; [algol1949@mail.ru](mailto:algol1949@mail.ru)
- P. V. Kalabin** Adjunct; Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation; [kalabinpavel179@gmail.com](mailto:kalabinpavel179@gmail.com)

A method of preliminary solution of the problem of space robot navigation based on the results of measurements carried out using its onboard optronic equipment is presented. The initial data of the navigation problem are the directional cosines of the space robot orientation vector in the absolute geocentric equatorial coordinate system with reference to time during one revolution. Analytical expressions are obtained for determining unknown parameters of the motion of the space robot center of mass in the form of Kepler's elements of the orbit. It is shown that to determine the right ascension of the ascending node, the inclination and the semi-major axis of the orbit of the space robot, information about the orientation of its radius vector at various times is used, and to determine the perigee argument, the moment of passing the perigee and the eccentricity of the orbit, the angular orbital speed of the space robot is used, which is determined by the results of evaluating the speed of change in the orientation of its radius vector over time. The presented results can be used in the development of software for navigation systems that allow autonomous determination of the parameters of the space robot's orbit using onboard electro-optical sensors in the absence of a priori information about the parameters of the reference orbit or signals from satellite radio navigation systems.

*Space robot; methods of autonomous navigation; onboard optical and electronic means; Kepler's elements of the orbit; autonomous navigation system; orbital angular velocity; motion parameters.*

---

*Citation:* Ananenko V.M., Golyakov A.D., Kalabin P.V. Method of preliminary solution of the problem of space robot navigation by onboard astronomical measurements using the butterworth filter. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 2. P. 7-18. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-7-18

### References

1. Silantyev S., Fominov I., Korolev S. Robots in orbit. *Aerospace Sphere Journal*. 2016. No. 2 (87). P. 118-123. (In Russ.)
2. Akim E.L., Kapralov M.A., Stepaniants V.A., Tuchin A.G., Tuchin D.A. Parameter determination of the spacecraft by the onboard navigation system on measurements of doppler and pseudorange of space satellite systems. *Keldysh Institute. Preprints*. 2004. No. 20. 25 p. (In Russ.)
3. Mikhailov N.V. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov pri pomoshchi sputnikovykh radionavigatsionnykh sistem* [Autonomous navigation of space vehicles with GNSS]. SPb: Politekhnik Publ., 2014. 362 p.
4. Tuchin D.A. Autonomous spacecraft's on-board orbit determination. *Keldysh Institute. Preprints*. 2019. No. 7. 36 p. (In Russ.). DOI: 10.20948/prepr-2019-7
5. Filimonov V.A., Tislenko V.I., Lebedev V.Yu., Kravets A.P. Sigma Point Algorithm of the Kalman Filter in Spacecraft Autonomous Navigation. *Rocket-Space Device*

*Engineering and Information Systems*. 2017. V. 4, no. 1. P. 3-7. (In Russ.). DOI: 10.17238/issn2409-0239.2017.1.3

6. Andronov V.G., Emelyanov S.G. Method of autonomous navigating spacecraft. *Proceedings of the Southwest State University*. 2016. No. 2 (65). P. 65-73. (In Russ.)

7. Anshakov G.P., Golyakov A.D., Petrishchev V.F., Fursov V.A. *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft autonomous navigation]. Samara: Space Rocket Center «Progress» Publ., 2011. 486 p.

8. Treshchalin A. P. The use of spacecraft opto-electronic devices for preliminary orbit determination of near-Earth objects. *Proceedings of MIPT*. 2012. V. 4, no. 3 (15). P. 122-131. (In Russ.)

9. Porfir'ev L.F., Smirnov V.V., Kuznetsov V.I. *Analiticheskie otsenki tochnosti avtonomnykh metodov opredeleniya orbit* [Analytical assessment of the accuracy of autonomous orbit determination methods]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 280 p.

10. Avanesov G.A., Bessonov R.V., Dementiev V.Yu. Results of software tests of the star tracker BOKZ-M60/1000 on dynamic test bench. *Sovremennye Problemy Distantionnogo Zondirovaniya Zemli iz Kosmosa*. 2013. V. 10, no. 4. P. 24-33. (In Russ.)

11. Gandlevsky Yu.M., Mikhailov E.N., Mosolova Yu.S., Rabovsky A.E. Assessment of infrared local vertical sensors based on flight test results. *Electromechanical Matters. VNIEM Studies*. 2014. V. 141, no. 4. P. 31-38. (In Russ.)

12. El'yasberg P.E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the theory of flight of artificial earth satellites]. Moscow: Nauka Publ., 1965. 540 p.

13. Sergienko A.B. *Tsifrovaya obrabotka signalov* [Digital signal processing]. SPb.: Piter Publ., 2003. 604 p.

14. Medvedeva K.S., Berdnikov G.S. Comparison of a low-frequency Butterworth filter with a radially symmetric SE-filter. *Proceedings of the IV International Conference «Information technologies and nanotechnologies» (ITNT-2018) (April, 24-27, 2018, Samara, Russian Federation)*. Samara: Novaya Tekhnika Publ., 2018. P. 745-751. (In Russ.)

15. Fominov I.V., Korolev S.U., Zotkin M.U. Theoretical approaches to the creation of an integrated navigation system with adaptive of complex information processing. *Proceedings of the Military Space academy named after A.F. Mozhaisky*. 2015. No. 646. P. 68-76. (In Russ.)

## КОНЦЕПТУАЛЬНЫЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СЛОЖНЫХ ЖГУТОВ БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© 2020

**А. Н. Коптев** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры эксплуатации авиационной техники;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[eat@ssau.ru](mailto:eat@ssau.ru)

**А. Ю. Мясников** начальник бригады «Бортовые кабельные сети»;  
Самарский филиал конструкторского бюро ПАО «Туполев»;  
[lesha-myasnikov@yandex.ru](mailto:lesha-myasnikov@yandex.ru)

Приведена математическая постановка задачи синтеза образа сложных жгутов как составной части бортового комплекса оборудования летательных аппаратов. Данная задача возникает при проектировании бортовой кабельной сети отдельно взятого летательного аппарата. Описывается язык, который используется при формировании основы прикладных методов синтеза структур совокупности объектов, абстрагируясь от их конкретной природы, но учитывая их взаимное расположение и свойства, характеризующиеся различными признаками. Поставлена задача синтеза сложного жгута в замкнутой форме и предложен алгоритм её решения. Составлена матрица соотношений между совокупностью объектов и множеством их признаков. Применительно к простым жгутам бортовой кабельной сети введены признаки и описаны их качественные значения, характеризующие многообразие и сложность исследуемых объектов. На примере десяти простых жгутов кабины произвольного летательного аппарата приведён пример составления матрицы соотношений объектов и признаков, ранжированных в определённом порядке. На основе алгоритмов сравнения значений признаков сформулирован вывод об агрегировании объектов в классы, среди которых объединение простых жгутов в сложный наиболее целесообразно.

*Бортовой комплекс оборудования; бортовая кабельная сеть; жгут; проектирование; мультимножество; кластерный анализ; классификация.*

---

*Цитирование:* Коптев А.Н., Мясников А.Ю. Концептуальные основы проектирования сложных жгутов бортовой кабельной сети летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 2. С. 19-30. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-19-30

---

### Введение

Возрастающая тенденция автоматизации управления летательными аппаратами (ЛА) требует создания интегрированных систем цифроаналогового управления, представляющих собой сложные бортовые комплексы оборудования (БКО), оснащённые современными автоматизированными средствами получения многообразной информации, её обработки и формирования процессов управления полётом ЛА, реализуемых соответствующим набором бортовых систем (БС). При создании сложных БКО важное значение приобретают вопросы организации процессов обмена информации и её передачи на управляющие и исполнительные устройства, выполненные по модульному принципу. Функционирование этих устройств невозможно обеспечить без создания интегрированных бортовых кабельных сетей (БКС).

В БКО современных ЛА функциональные возможности БС реализуются её схемой электрической принципиальной, которая является основой для задачи проектирования простых жгутов. Теория и практика её решения представлены авторами в работе [1].

Создание многофункциональных автоматизированных систем ЛА реализуется на основе наращивания и агрегирования БС, развития их функциональных возможностей за счёт интеграции на базе системного подхода. Методология системного подхода требует проводить исследования БКО как сложной системы и процессов их функционирования с учётом и во взаимосвязи следующих аспектов:

- системно-компонентного исследования состава БКО ЛА;
- системно-структурного исследования структуры и строения БС БКО;
- системно-функционального (исследование функций отдельных БС и их функциональных связей в БКО ЛА).

Для учёта перечисленных аспектов системный подход базируется на следующих принципах:

1. Любая БС БКО ЛА должна рассматриваться как совокупность взаимосвязанных блоков, подсистем.

2. Любая БС БКО ЛА должна рассматриваться, с одной стороны, как подсистема в БКО, а с другой стороны – как совокупность входящих в неё подсистем и блоков.

3. Исследование любой системы требует анализа всех её свойств и взаимосвязей.

Системный подход не содержит конкретных средств исследования объектов, а в основном разрабатывает принципы таких исследований, следствием применения которых явилось возникновение междисциплинарных научных направлений в изучении систем и процессов. К таким направлениям относятся: общая теория систем [2], системотехника [3], теория принятия решений [4] и др.

Каждое из перечисленных направлений решает специфические задачи оптимального проектирования. Предлагаемый в статье подход призван решить в рамках точного формализма задачу синтеза образа (модели) сложного жгута, который будет использоваться в качестве концептуальной основы проектирования сложных жгутов БКС.

### **Постановка задачи**

Основной проблемой синтеза сложных жгутов при использовании перечисленных направлений является их настройка на решение частных задач, при которых наложены ограничения на возможные значения входных данных. Это связано с проблемой формирования ограничений на исходные данные. Таким образом, необходимо чётко выделить частную задачу, для которой алгоритм будет гарантированно находить решение с приемлемой точностью и сложностью. В настоящее время в большинстве случаев процесс проектирования или синтеза образа сложного жгута БКС ЛА имеет два чётко выделенных этапа, называемых проектированием простых и сложных жгутов. Оба этих этапа требуют от исполнителей высокой квалификации и опыта системно-агрегативного проектирования. В условиях отсутствия времени на изучение проблемы исследования агрегативных моделей синтезируемых сложных жгутов и их итерационного уточнения возникают большие затраты времени на процесс производства компонентов БКС, на их доводку, а также на обоснование показателей качества и эффективности монтажа БКС на ЛА.

Основным принципиальным отличием строгих решений от эвристических является процедура поиска взаимосвязанных компонентов решения, которая начинается в условиях отсутствия соответствующего алгоритма и каких-либо сведений о существовании решения и его единственности. При этом в процессе поиска, как правило, производится дополнительный сбор информации, вносятся изменения, связанные с требованиями руководящих технических материалов (РТМ).

Изложенные выше недостатки выдвигают необходимость разработки качественно новых методов решения задач проектирования сложных жгутов путём моделирования

как отдельных сторон проектирования, так и построения алгоритма, переводящего процесс проектирования в класс строгих решений.

В данной работе предлагается метод синтеза образа сложного жгута, основанный на использовании понятия образа, введённого У. Гненандером [5]. Предложенные им определения образа как формального описания объекта в рамках точного формализма будут использованы в качестве концептуальной основы для синтеза и анализа образа (модели) сложного жгута. Введение понятия «наблюдение» при соблюдении нижеописанных принципов позволяет получить формальное описание объекта – сложного жгута.

Образ сложного жгута строится из спроектированных простых жгутов, которые представляют собой образующие жгутов каждой БС и, как следствие, БКО в целом. При этом образующие являются, с одной стороны, частью сложного жгута, а с другой стороны – образующей, обладающей внутренней структурой. Построение в подобразах образующих для конкретных БС БКО и использование в качестве правил РТМ, ограничивающих способы их объединения между собой, позволяют на следующем шаге построить из подобразов регулярные компоненты сложных жгутов – жгуты конкретных БС, представляющие их комбинаторные структуры или, с общих позиций, регулярные конфигурации. Регулярные конфигурации являются идеальной конструкцией, т.е. некой выделенной частью, идентифицируемой относительно заданного множества исходных простых жгутов, которые в рамках точного формализма теории синтеза образов У. Гненандера будем называть непроеизводными объектами.

Чтобы представить сложный жгут БКС, используя эти конфигурации, необходимо выполнить их объединение по определённым правилам. На этом этапе каждый сложный жгут получает своё представление через подобразы (конфигурации) и определённые операции. Например, на первом этапе заданы классы образующих, обладающих определённым составом (провода, электрические соединители, элементы защиты, средства идентификации) и свойствами, обеспечивающими электрические связи между компонентами БС, удовлетворяющие ГОСТ, ОСТ и РТМ [6] на БКС ЛА, а также ряду специфических требований, реализуемых на этапе проектирования (трассировка на ЛА, анализ размещения оборудования БС и др.). На втором этапе разработка конструкций сложных жгутов должна проводиться исходя из требований обеспечения минимальной трудоёмкости цикла монтажа БКС на борту ЛА и других тактико-технических требований к БКС.

### **Задача синтеза сложного жгута**

Предлагается в качестве концептуальной основы моделирования объектов использовать концепцию объектно-классификационного моделирования (ОКМ) [7]. При этом объектом является образ сложного жгута, рассматриваемый в рамках точного формализма. Образ обладает определёнными свойствами, мера которых устанавливается показателем этого свойства, а для каждого из них определяется множество значений, присваиваемых ему в результате оценивания объекта. Собственные (внутренние) свойства объектов, а также показатели этих свойств определяются параметрами. Внешние свойства, представляющие собой свойства среды, связаны некоторым отношением с параметрами монтажного пространства ЛА, которые влияют на параметры жгута и определяются как факторы.

В рамках концепции ОКМ математическая модель – это образ проектируемого объекта, создаваемый с помощью символьной системы для описания исследуемых объектов, всех его атрибутов и процесса их изменений во времени при рассмотрении различных требований к нему.

В наиболее общем виде условия рассматриваемой задачи математически могут быть записаны следующим образом: построить в заданном мультимножестве  $X$  модель  $X_i$  объекта, удовлетворяющего множеству заданных требований, выступающих в качестве ограничений  $K(x)$ .

Примером такой постановки может служить сформулированная в неявном виде задача У. Гренандера: на множестве заданных образующих  $X$ , символом для определённого элемента которого будет служить  $x, x \in X$ , построить такие объекты  $O$  (образы, модели), которые удовлетворяют формуле (статическая модель)

$$O \Rightarrow (G, P, F, t), \quad (1)$$

где  $G$  – символ идентификатора объекта;  $P$  – символ описания параметров объекта;  $F$  – символ функции объекта;  $t$  – символ, связанный с описанием объекта в определённый момент времени.

При этом задание пространства  $X$  означает, в общем случае, одновременное (но не явное) задание структуры этого пространства и разрешённых операций над ним. Знание  $X$  является определяющим в исходных данных.

Первоначально полученную замкнутую формулировку задачи можно перевести в другую форму, чтобы с учётом ограничений  $K(x)$  изменить пространство  $X$  и улучшить таким образом представление частной задачи. Задача проектирования (синтеза) решается именно в процессе последовательных изменений её представлений. Последняя замкнутая формулировка и её решение даёт непосредственно решение задачи в целом, а его представление, которое используется при конструировании, задаётся в виде формул (моделей) или графически (планарный граф).

Изменение представлений  $O$  является процессом изменения его состояния во времени под воздействием множества операций проектирования  $I$ . Этот процесс полностью определяется следующим описанием:

$$\tilde{O} = F(G, P, I, t). \quad (2)$$

Ниже будут рассмотрены формальные средства и конкретные выражения для варианта представления частной задачи в замкнутой форме путём введения атрибутов объектов в формальное моделирование проектирования. В качестве атрибутов будут использованы идентификаторы, параметры, методы и функции. При этом описание любого атрибута  $A$  также включает в себя описание своих атрибутов, включающих идентификатор  $G$  (код имени атрибута), синтаксическую форму описания (структурное описание образа множеством  $P$  структурных параметров) и функциональное (семантическое) значение  $Z$  (его предметную интерпретацию), т.е. любой атрибут  $A$  как его существенная деталь представляется моделью

$$A = F(G, P, Z, t). \quad (3)$$

Для решения конкретных задач, отвечающих большому количеству требований к БКС (назначение, конструктивность, защита, технологичность и др.), необходимы другие варианты представления задачи в замкнутой форме, в которой описание  $Z$  значения атрибута определяет тип значения, размерность значения, его предметную интерпретацию и символику значения. Эти задачи решаются в процессе последовательных

изменений представлений, каждое из которых даёт непосредственное решение задачи. В частности, представление задачи проектирования (синтеза) сложного жгута в замкнутой форме в рамках моделей (1), (2), (3) формируется следующим образом.

Пространство  $X$  содержит атрибуты объекта  $O_i$ , которые являются его идентификатором  $G_i$  и однозначно указывают на конкретный объект  $O_i$ , выделяя его из множества подобных с другими идентификаторами. Как правило, идентификатор  $K_i$  представляет собой набор значений классификационных признаков, т.е. классификационных атрибутов  $A_1, \dots, A_n$ .

Задача ОКМ состоит в том, чтобы найти общие методы построения комплексных математических моделей объектов, представленных в пространстве всех своих атрибутов, т.е. найти формальные средства и конкретные выражения для моделей (1), (2), (3).

Решение этой задачи связано с получением нового объекта, который, в свою очередь, связан с заданной совокупностью производных элементов и их операторов при заданных правилах объединения. Получение нового объекта следует закону образования новых объектов (сложных жгутов) из заданной совокупности простых жгутов, выходящих в виде их образующих и отвечающих тактико-техническим требованиям к БКС. С общих позиций теории синтеза образа модель сложного жгута строится из простых жгутов, представленных символами, несущими различную информацию об их свойствах. В рамках общей модели (1) с помощью символов описываются объекты проектирования (простые и сложные жгуты). В результате получаем терм –  $n$ -арный оператор, позволяющий связывать образующие (простые жгуты) между собой в  $n$  термов. Такое определение термина сложного объекта – сложного жгута – через термины простых жгутов является рекурсивным, так как априорно существуют исходные термины, являющиеся объектами – простыми жгутами. Среди этих исходных объектов в общем случае некоторые из них выбираются в качестве базы некоторой константы сложного жгута, а другие из совокупности или класса являются термами (переменными). Множество образующих  $X$  определяется как объединение непересекающихся классов этих образующих  $X^\alpha, X^\alpha \subset X$ , где  $\alpha$  – индекс класса образующих

$$X = \bigcup_{\alpha} X^\alpha. \quad (4)$$

Образующие сложного жгута – это простые жгуты. Некоторые первичные элементы  $x(x \in X)$  простых жгутов являются атрибутами, носителями информации об образующей (о простом жгуте), об её параметрах, свойствах, которые в различных задачах в замкнутой форме будут представляться моделью (3), определяемой первичными высказываниями. Каждая образующая обладает свойством или функцией, которые в рассматриваемых задачах могут быть двух типов. Первый тип свойств – это признаки, и поэтому образующие являются многопризнаковыми объектами с повторяющимися элементами – электрическими проводниками. Кроме этого фактора, как показала задача проектирования простых жгутов [1], одним из решающих факторов являются расстояния, которые играют важную роль в представлении этих объектов, получаемых в результате их внедрения в конструкцию сложного жгута. Все эти факторы, а также второй тип свойства образующей, охватывающий её связи между образующими, потребовали для синтеза (проектирования) сложного жгута в рамках моделей (1), (2), (3) ввести новое математическое понятие – мультимножество. Применение этого понятия при проектировании простых жгутов позволило эффективно решить задачи группирования и представления компонентов БКС – электрических проводов.

Сформулируем определение, которое по существу даёт представление простого жгута: «мультимножество  $A$ , порождаемое основным множеством  $U = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$ , все элементы  $x_i$  которого различны, называется совокупностью (семейством) групп одинаковых элементов». Определение функции кратности может быть представлено как

$$k_A(x) = \begin{cases} k > 0 - \text{целое, если } x \in A, \\ 0, \text{ если } x \notin A. \end{cases} \quad (5)$$

Наряду с функцией кратности  $k_A$  рассматривается характеристическая функция  $\chi_A$  мультимножества  $A$ , которая принимает значения

$$\chi_A(x) = \begin{cases} 1, \text{ если } x \in A, \\ 0, \text{ если } x \notin A. \end{cases} \quad (6)$$

Функция кратности  $k_A$ , задающая однозначное отображение  $k_A: U \rightarrow \mathbb{Z}_+$  основного множества  $U$  в множество неотрицательных целых чисел  $\mathbb{Z}_+ = \{0, 1, 2, \dots\}$ , является одним из краеугольных понятий теории мультимножеств. Характеристическая функция мультимножества  $\chi_A$  задаёт отображение  $\chi_A: U \rightarrow \mathbb{Z}_{01}$  множества  $U$  в бинарное множество  $\mathbb{Z}_{01} = \{0, 1\}$ . Множество  $U$  служит областью определения функций  $k_A$  и  $\chi_A$ , а множества  $\mathbb{Z}_+$  и  $\mathbb{Z}_{01}$  – соответственно областями значений этих функций.

Если все мультимножества семейства  $A = \{A_1, A_2, \dots, A_n\}$  образуются из элементов одного и того же множества  $G = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$ , то множество  $G$  будем называть порождающим множеством или доменом для семейства  $A$  [8].

Таким образом, в качестве представления простого жгута может использоваться компактная форма записи

$$A = \{k_A(x) \cdot x \mid x \in G, k_A(x) \in \mathbb{Z}_+\}. \quad (7)$$

В проблеме синтеза образа сложного жгута рассматривается совокупность простых жгутов  $A = \{A_1, A_2, \dots, A_k\}$ , удовлетворяющих большому числу требований, т.е. обладающих определёнными свойствами, выражающимися различными типами этих свойств – признаками. Признакам, характеризующим свойства объектов, ставится в соответствие множество количественных и качественных значений. В рассматриваемом случае объектом является сложный жгут, построенный из совокупности простых жгутов, представленных в евклидовом пространстве  $E^3 = R^3 d_{E_3}$  с метрикой Евклида  $d_{En}$ :

$$d_{En}(x, y) = \sqrt{\sum_{i=1}^n (x_i - y_i)^2}, \quad (8)$$

которая позволяет оценивать близость или удалённость простых жгутов.

Операции над мультимножествами лежат в основе группирования простых жгутов для построения сложного жгута. В частности, в составе сложного жгута группа  $X_i$  простых жгутов, представленных мультимножествами  $A_i$ , может быть получена как объединение мультимножеств  $X_i = \bigcup_{i \in I_i} A_i$ , описывающих его образующие (простые жгуты). Группа  $X_i$  представляет состав сложного жгута.

Задача определения простых жгутов по их признаку в отдельные непересекающиеся множества требует формального задания этих признаков для обеспечения информативности в части определения целесообразности включения простых жгутов в сложный.

Введём мультимножество  $A_i$  (простые жгуты всех БС в конкретно взятой зоне ЛА), принадлежащее семейству мультимножеств  $A = \{A_1, A_2, \dots, A_n\}$  (простые жгуты всех БС ЛА в каждой зоне ЛА), где  $n$  – число зон или технических отсеков в соответствии с разбивкой зон на каждом конкретном ЛА.

### Формальное представление признаков

Совокупности простых жгутов описываются  $m$  дискретными признаками  $Q_1, \dots, Q_m$ , имеющими конечное число  $q_s^{e_s}, e_s = 1, \dots, h_s, s = 1, \dots, m$  качественных или количественных значений, объединяемых в классы.

Соотношения между совокупностью объектов  $J = \{J_1, J_2, \dots, J_n\}$  и множеством их признаков  $Q = \{Q_1, Q_2, \dots, Q_m\}$  удобно выражать с помощью матрицы  $C = |c_{nm}|$  (табл. 1). Строки этой матрицы соответствуют объектам, столбцы – признакам, а элементы матрицы являются значениями признаков. Таким образом, каждая строка матрицы  $C$  характеризует свойства рассматриваемого объекта, а каждый столбец даёт информацию об объектах, обладающих данным свойством.

Таблица 1. Матрица  $C$  объектов  $J$  и значений признаков  $Q$

Объекты	Признаки			
	$Q_1$	$Q_2$	...	$Q_m$
$J_1$	$q_{11}$	$q_{12}$	...	$q_{1m}$
$J_2$	$q_{21}$	$q_{22}$	...	$q_{2m}$
...	...	...	...	...
$J_n$	$q_{n1}$	$q_{n2}$	...	$q_{nm}$

Сходства и различия рассматриваемых объектов широко используются в различных методах классификации. Широко применяемым методом исследования естественных группировок большого числа объектов и связей между ними является кластерный анализ [9], в результате которого исходная совокупность объектов агрегируется в небольшое количество групп. В кластерном анализе объединение объектов в группы производится исходя из их сходства или различия, которое оценивается степенью близости объектов в метрических пространствах признаков.

Применяются два основных способа классификации объектов:

– прямая классификация, которая состоит в перечислении объектов, составляющих класс;

– непрямая классификация, которая производится на основе перечисления свойств, характеризующих класс.

Прямая классификация осуществляется непосредственным отнесением объектов в заданные классы. При непрямой классификации классы выделяются по некоторым признакам или их сочетаниям, которые определяют особенности, общие для каждого класса, и отличают классы друг от друга. Кластерный анализ относится к числу непрямых методов классификации [8].

Преодолеть трудности классификации многопризнаковых объектов (простых жгутов) для последующего определения их к конкретному сложному жгуту возможно с помощью представления многопризнаковых объектов с использованием формализма мультимножеств, который позволяет одновременно учесть все комбинации значений количественных и качественных признаков, таких как:

– грубое расположение соединяемых устройств (принадлежность одному из бортов ЛА обоих адресов простого жгута (например, левый борт, правый борт, по оси), либо различные адреса для одного жгута, т.е. переход жгута с одного борта на другой);

– расположение соединяемых устройств: номер шпангоута, стрингера или нервюры;

– наименование соединяемых устройств: позиционное обозначение блока БС;

– наименование разъёма на блоках: позиционный номер или обозначение разъёма из схемы электрической принципиальной;

– сечение провода: сечение до  $1\text{ мм}^2$  включительно, используемое для проводов низкой токовой нагрузки (до 10А), или сечение свыше  $1\text{ мм}^2$ , используемое для проводов высокой токовой нагрузки (свыше 10А);

– тип провода (одинарный без экрана, одинарный экранированный, двойной экранированный (витая пара) или тройной экранированный (витая тройка)).

При формировании образующих примем, что не существует неоднозначности в классификации объектов к тому или иному признаку, связанной с разной степенью принадлежности объекта к классу, то есть отсутствует градация «несомненно» и «возможно» при классификации исследуемого объекта.

### Пример построения матрицы значений и признаков

Для составления практического примера матрицы  $C = |c_{mn}|$  введём обобщённую шкалу признаков или атрибутов – множество  $Q = \{Q_1, Q_2, \dots, Q_m\}$ , состоящее из  $m$  дискретных признаков. Примем  $m = 6$ .

В качестве значений признаков  $q_s^k$  будем рассматривать качественные значения  $k$ , которые в зависимости от группы признаков будут принимать различные значения.

В шкале признака  $Q_1$  значения признака  $q_1$  будут принимать значения:

*left* – при принадлежности левому борту начала и конца простого жгута;

*right* – при принадлежности правому борту начала и конца простого жгута;

$l \rightarrow r$  – при переходе простого жгута с левого на правый борт;

$r \rightarrow l$  – при переходе простого жгута с правого на левый борт.

В шкале признака  $Q_2$  значения признака  $q_2$  будут принимать следующий вид:

0–2 – при расположении простого жгута в пределах от шпангоута №0 до шпангоута №2;

2–4 – при расположении простого жгута в пределах от шпангоута №2 до шпангоута №4 и так далее до границы зоны ЛА, в которой анализируются объекты.

Наличие двух и более «соседних» признаков будет указывать на путь от нижней границы одного признака до верхней границы другого признака.

В шкале признака  $Q_3$  значение признака  $q_3$  будет соответствовать позиционному обозначению блока или устройства, заданному разработчиками конструкторской документации в соответствии с ГОСТ18675-2012 [10].

В шкале признака  $Q_4$  значение признака  $q_4$  может принимать вид согласно позиционному обозначению разъёма блока или устройства из схемы электрической принципиальной на БС, например «X1», «X2».

В шкале признака  $Q_5$  значение признака  $q_5$  будет принимать следующий вид:

$m$  – при сечении проводов в жгутах не более  $1 \text{ мм}^2$ ;

$b$  – при сечении хотя бы одного провода в жгутах более  $1 \text{ мм}^2$ .

В шкале признака  $Q_6$  значение признака  $q_6$  будет принимать следующий вид:

*single* – при одинарных проводах в жгутах;

*esingle* – при одинарных экранированных проводах в жгутах;

*ecouple* – при экранированных витых парах в жгутах;

*etriples* – при экранированных витых тройках в жгутах.

В качестве примера построим матрицу объектов и значений признаков и заполним её десятью простыми жгутами из таблиц соединений различных БС, проходящих в зоне кабины произвольного ЛА (табл. 2).

Таблица 2. Матрица значений признаков для простых жгутов в зоне  $A_1$

Объекты	Признаки					
	$Q_1$	$Q_2$	$Q_3$	$Q_4$	$Q_5$	$Q_6$
Жгут №1	<i>left</i>	0-2;2-4	05236-H1, 11711-A16	«X1», «X2»	$m, b$	<i>single</i> › <i>ecouple</i>
Жгут №2	<i>left</i>	4-6;6-8;8-10	02250-A1, 05471-A5	«X2», «X3»	$m$	<i>ecouple</i>
Жгут №3	<i>right</i>	0-2;2-4	04885-B7, 08974-N8	«X1», «X4»	$m$	<i>etriples</i>
Жгут №4	<i>left</i>	0-2;2-4	03171-A5, 11711-A16	«X2», «X4»	$b$	<i>single</i>
Жгут №5	<i>left</i>	0-2;2-4; 4-6;6-8;8-10	02103-A7, 05471-A5	«X2», «X3»	$m$	<i>single</i>
Жгут №6	<i>right</i>	0-2;2-4	10085-A5, 03312-E2	«X1», «X1»	$b$	<i>single</i>
Жгут №7	<i>left</i>	0-2;2-4; 4-6;6-8;8-10	11034-H1, 11442-A1	«X3», «X5»	$m$	<i>ecouple</i>
Жгут №8	<i>right</i>	0-2;2-4	18322-H1, 08974-A8	«X3», «X1»	$m$	<i>ecouple</i>
Жгут №9	<i>right</i>	0-2;2-4	11711-A16, 16933-A2	«X2», «X1»	$b$	<i>single</i>
Жгут №10	$l \rightarrow r$	0-2;2-4; 4-6;6-8;8-10	11034-H1, 16201-A1	«X1», «X1»	$m$	<i>ecouple</i>

Отметим, что признаки  $Q_1, Q_2, Q_3, Q_4, Q_5, Q_6$  в данной матрице имеют определённый уровень значимости, который характеризует ранг этих признаков.

Признаки  $Q_5, Q_6$  косвенно характеризуют группу электромагнитной совместимости (ЭМС) у данных жгутов. Одиночные провода *single* сечением более  $1 \text{ мм}^2$   $b$  как правило являются питающими для блоков БС с токовой нагрузкой более 10 А, т. е. они относятся к жгутам электропитания постоянного тока (вторая группа проводов в соответствии с ОСТ 1 00406-80) [11]. Одиночные провода *single* сечением менее  $1 \text{ мм}^2$   $m$  могут относиться как к проводам, осуществляющим управление по разовым командам напряжением от 6 до 27 В по линиям с низкоомной нагрузкой (третья группа прово-

дов), так и к питающим проводам постоянного тока с низкой токовой нагрузкой (вторая группа проводов). Тройные витые провода *etruple* используются для линий связи переменного тока (первая группа проводов).

Согласно ОСТ 1 00406-80 [11] допускается объединение в одном жгуте проводов двух смежных групп одного комплекса радиоэлектронного оборудования и однородных групп различных комплексов. Признаки  $Q_5, Q_6$  умышленно занимают два последних места в ранжировании признаков, поскольку на ЛА, как правило, допустимы объединения различных групп ЭМС с использованием защитных экранов и плетёнок, которые снижают взаимовлияния несовпадающих групп ЭМС в одном жгуте по ОСТ 1 01025-82 [12].

Исходя из табл. 2 видно, что жгуты №1, №4, №6 проходят по левому борту, в районе от шпангоута №0 до шпангоута №4, причём жгут №1 и жгут №4 имеют общий адрес в виде блока с позиционным обозначением 11711-A16. Жгуты №2, №7, №5 вместе проходят путь от шпангоута №4 до шпангоута №10. Таким образом, все вышеперечисленные жгуты, имеющие близкие по значению геометрические признаки, могут быть помещены в один класс или группу. При условии выполнения требований ЭМС этой группы жгутов, а также соблюдения требований о максимальном значении суммарного диаметра и массы [6], все жгуты могут быть объединены в один сложный жгут.

Стоит отметить, что данная таблица содержит все признаки вышеперечисленных жгутов, но информация о совпадениях признаков для разных жгутов ещё не даёт готовый сложный жгут. Она позволяет сделать вывод о целесообразности объединения нескольких простых жгутов в один сложный жгут. Имеющийся и трудно формализуемый опыт коллективов конструкторских бюро может быть использован в качестве экспертной системы для принятия окончательного решения.

### **Заключение**

Концептуальные основы проектирования сложных жгутов летательного аппарата заключаются в применении объектно-классификационного моделирования для построения образа проектируемого сложного жгута. Кластерный анализ и формальное представление признаков объекта в виде матрицы объектов и их значений позволяет с помощью метода не прямой классификации сформировать определённые группы, объекты внутри которых являются образующими сложного жгута.

По результатам операций агрегирования объектов внутри сформированных групп построенное изображение в идеальных условиях, т.е. модель (образ) соответствует модели (1) и для отдельных типов значений – модели (3). Поведение образов сложного жгута в рамках модели (2) и других типов значений модели будет рассмотрено при дальнейшем решении комплексной проблемы проектирования этих жгутов.

### **Библиографический список**

1. Коптев А.Н., Мясников А.Ю. Теоретические основы проектирования простых жгутов бортовой кабельной сети летательного аппарата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 4. С. 76-86. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-76-86
2. Перегудов Ф.И., Тарасенко Ф.П. Основы системного анализа. Томск: Издательство научно-технической литературы, 2001. 396 с.
3. Клир Дж. Системология. Автоматизация решения системных задач. М.: Радио и связь, 1990. 540 с.

4. Черноуцкий И.Г. Методы принятия решений: учеб. пособие. СПб.: БХВ-Петербург, 2005. 416 с.
5. Гренандер У. Лекции по теории образов. Синтез образов. Т. 1. М.: Мир, 1979. 384 с.
6. РТМ 1.4.1028-2003. Изготовление и контроль электрожгутов. М.: ОАО НИАТ, 2003. 193 с.
7. Устенко А.С. Теоретические основы структурного проектирования алгоритмических процессов для автоматизации контроля и управления космическими средствами военного назначения. Дис. ... д-ра техн. наук. Барнаул, 1986. 530 с.
8. Петровский А.Б. Пространства множеств и мультимножеств. М.: Едиториал УРСС, 2003. 248 с.
9. Дорофеюк А.А. Алгоритмы автоматической классификации // Автоматика и телемеханика. 1971. № 12. С. 78-113.
10. ГОСТ 18675-2012. Документация эксплуатационная и ремонтная на авиационную технику и покупные изделия для неё. М.: Стандартиформ, 2013. 225 с.
11. ОСТ 1 00406-80. Совместимость электромагнитная комплексов радиоэлектронного оборудования самолётов и вертолётот. Общие требования. М.: Стандартиформ, 1982. 11 с.
12. ОСТ 1 01025-82. Экранирование проводов, жгутов, кабелей и металлизация самолётов (вертолётот). Общие технические требования. М.: Стандартиформ, 1983. 24 с.

## CONCEPTUAL FRAMEWORK OF DESIGNING COMPLEX BUNDLES OF AIRCRAFT ON-BOARD CABLE NETWORK

© 2020

**A. N. Koptev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of Aircraft Maintenance Department;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[eat@ssau.ru](mailto:eat@ssau.ru)

**A. Yu. Myasnikov** Head of Team "Onboard Cable Networks";  
Samara Branch of Design Office of JSC "Tupolev", Samara, Russian Federation;  
[lesha-myasnikov@yandex.ru](mailto:lesha-myasnikov@yandex.ru)

The article presents mathematical formulation of the problem of synthesizing the image of complex harnesses as an integral part of the on-board complex of aircraft equipment. This problem arises in the design of the on-board cable network of each individual aircraft. The article describes the language that we use to form the basis of applied methods for synthesizing the structures of a set of objects, irrespective of their specific nature, but taking into account their relative position and their properties that are characterized by various features. The article poses the problem of synthesizing a complex bundle in a closed form and proposes an algorithm for solving it. In the work, a matrix of relations between the set of objects and the set of their attributes is compiled. As applied to simple on-board cable bundles, features are introduced and their qualitative values are described that characterize the variety and complexity of the objects under study. Using the example of ten simple cabin harnesses of an arbitrary aircraft, an example is given of compiling a matrix of relations between objects and features, ranked in a certain order. Based on algorithms for comparing the values of attributes, a conclusion is drawn on the aggregation of objects into classes, among which the combination of simple bundles into a complex one is most appropriate.

*On-board equipment complex; on-board cable network; harness; design; multiset; cluster analysis; classification.*

---

*Citation:* Koptev A.N., Myasnikov A.Yu. Conceptual framework of designing complex bundles of aircraft on-board cable network. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 2. P. 19-30. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-19-30

## References

1. Koptev A.N., Myasnikov A.Yu. Development of ordinary harness for aircraft onboard cable networks. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 4. P. 76-86. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-76-86
2. Peregudov F.I., Tarasenko F.P. *Osnovy sistemnogo analiza* [System Analysis Basics]. Tomsk: Nauchno-tekhnicheskaya Literatura Publ., 2001. 396 p.
3. Klir G.J. Architecture of systems problem solving. New York: Plenum Press., 1985. 539 p. DOI: 10.1007/978-1-4757-1168-4
4. Chernorutskiy I.G. *Metody prinyatiya resheniy: ucheb. posobie* [Decision-making techniques]. SPb.: BKhV-Peterburg Publ., 2005. 416 p.
5. Grenander U. Pattern synthesis. Lecture in Pattern Theory. V. 1. New-York: Springer-Verlag, 1976. 517 p.
6. RTM 1.4.1028-2003. Production and inspection of electrical harnesses. Moscow: NIAT Publ., 2003. 193 p. (In Russ.)
7. Ustenko A.S. *Teoreticheskie osnovy strukturnogo proektirovaniya algoritmicheskikh protsessov dlya avtomatizatsii kontrolya i upravleniya kosmicheskimi sredstvami voennogo naznacheniya. Diss. .... d-ra tekhn. nauk* [Theoretical foundations of the structural design of algorithmic processes for the automation of control and management of military space assets. Doctoral dissertation (Engineering)]. Barnaul, 1986. 530 p.
8. Petrovskiy A.B. *Prostranstva mnozhestv i mul'timnozhestv* [Spaces of sets and multisets]. Moscow: Editorial URSS Publ., 2003. 248 p.
9. Dorofeyuk A.A. Algorithms of automatic classification (Review). *Avtomatika i Telemekhanika*. 1971. No. 12. P. 78-113. (In Russ.)
10. GOST 18675-2012. Design documentation for aircraft and furnished equipment operation and maintenance. Moscow: Standartinform Publ., 2013. 225 p. (In Russ.)
11. OST 1 00406-80. Electromagnetic compatibility of avionics systems of fixed- and rotor-wing aircraft. General requirements. Moscow: Standartinform Publ., 1982. 11 p. (In Russ.)
12. OST 1 01025-82. Shielding of wires, harnesses, cables and aircraft (helicopter) bonding. General technical requirements. Moscow: Standartinform Publ., 1983. 24 p. (In Russ.)

## КОМАНДНОЕ ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИЯМИ ГИПЕРЗВУКОВОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

© 2020

**М. М. Крикунов** кандидат технических наук, старший научный сотрудник;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[krikunov.mm@ssau.ru](mailto:krikunov.mm@ssau.ru)

Рассмотрено возмущённое движение гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы на этапе набора высоты с разгоном. Возмущениями являются отклонения плотности атмосферы от значений стандартной модели. Принят многошаговый процесс управления. На каждом шаге управления методом принципа максимума Понтрягина определяется командная программа угла атаки. На первом шаге используется номинальная программа управления. Представлены результаты моделирования возмущённого движения с командным управлением углом атаки для предельно «разреженной» и предельно «плотной» атмосферы. Для «разреженной» и «плотной» атмосферы в конце участка набора высоты с разгоном при решении краевой задачи нарушается ограничение по углу атаки. При сохранении последнего командного управления, полученного в результате решения краевой задачи, заданные конечные условия по скорости и высоте выполняются. Конечное значение угла наклона траектории для «разреженной» атмосферы меньше заданного на 10%, для «плотной» атмосферы – больше на 12%.

*Авиационно-космическая система; гиперзвуковая первая ступень; набор высоты; разгон; атмосферные возмущения; оптимальная программа угла атаки; шаг управления; минимум массы топлива; принцип максимума Понтрягина.*

**Цитирование:** Крикунов М.М. Командное оптимальное управление траекториями гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы в условиях атмосферных возмущений // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 2. С. 31-37. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-31-37

### Введение

Вопросы движения гиперзвуковых летательных аппаратов рассматривались в [1–5]. Монография [1] посвящена оптимизации траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов. В работах [2;3] изучались вопросы использования силовых установок гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов.

В [4] для гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы (АКС) – гиперзвукового разгонщика (ГР) – была получена номинальная оптимальная программа управления углом атаки и соответствующая ей траектория набора высоты с минимальным расходом топлива для стандартной атмосферы и номинальных аэродинамических характеристик. При дальнейшем изучении траекторий и программ управления ГР было рассмотрено движение с возмущениями. В [5] получена номинальная «возмущённая» оптимальная программа при отклонениях плотности атмосферы от стандартных и аэродинамических характеристик от номинальных значений. Показано, что номинальная оптимальная и номинальная «возмущённая» оптимальная программы угла атаки имеют один и тот же характер. В [6] получена командная оптимальная программа угла атаки для гиперзвукового самолёта в условиях атмосферных возмущений.

Целью работы является получение командного оптимального управления ГР на основе использования принципа максимума Понтрягина [7].

Модель возмущённого движения и процедура нахождения командного оптимального управления описаны в [6].

### Моделирование движения с командным управлением

При моделировании возмущённого движения ГР использовались следующие значения нормально распределённой случайной величины, входящей в модель отклонений плотности атмосферы:  $\xi = -5,5$  и  $\xi = 5,5$ , которые соответствуют предельно «разреженной» и предельно «плотной» атмосфере.

«Возмущённые» оптимальные программы управления углом атаки для указанных случаев приведены в [5]. Этим программам соответствуют следующие конечные условия движения: высота  $h_K = 30\,000$  м, число Маха  $M_K = 6$ , угол наклона траектории  $\theta_K = 3$  градуса.

На рис. 1 представлена номинальная оптимальная программа угла атаки для стандартной атмосферы [4], которая при определении командного управления на первом шаге взята в качестве номинальной программы.

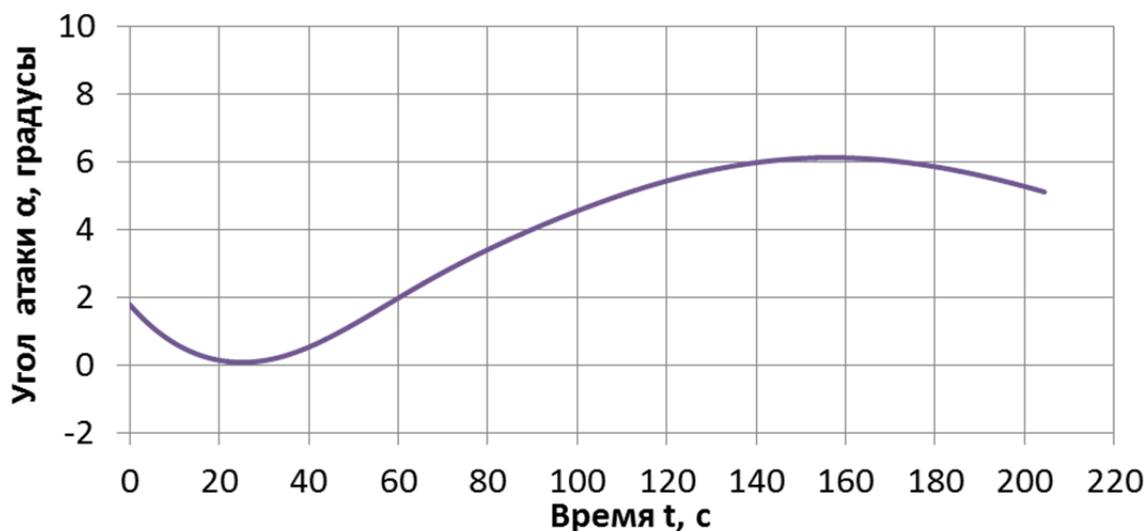


Рис. 1. Номинальная оптимальная программа угла атаки

### Командное управление при предельно «разреженной» атмосфере

Проведено моделирование при шаге управления длительностью 5 секунд.

Была выбрана точность решения  $\varepsilon = 1\%$  для фазовых координат  $V_K, h_K, \theta_K$ . Для конечного значения Гамильтониана  $H_K$ , который согласно принципу максимума Понтрягина должен равняться нулю на всём временном интервале оптимального управления, точность  $\varepsilon = 0,01$ . Следовательно решение считается найденным, если отклонения фазовых координат и Гамильтониана в правом конце составляют не более:

$$\Delta V = 181 \text{ м/с}, \Delta \theta = 0,03 \text{ градусов}, \Delta h = 300 \text{ м}, \Delta H = 0,01.$$

В табл. 1 представлены конечные значения параметров движения при предельно «разреженной» атмосфере.

Таблица 1. Конечные значения параметров движения при предельно «разреженной» атмосфере

Параметр	«Возмущённая» программа	Командная программа
$t_K$ , с	202,92	203,61
$\theta_K$ , градусы	3,01	2,69
$h_K$ , м	29 939	29 885
$M_K$	6,00	6,00
$m_K$ , кг	278 345	278 341

Из табл. 1 видно, что значения конечных высоты и скорости достигают заданных, но значение конечного угла наклона траектории меньше трёх градусов на 10%. При этом время полёта и конечная масса по сравнению с «возмущённой» программой практически не изменяются.

На рис. 2 представлены «возмущённая» и командная программы угла атаки для предельно «разреженной» ( $\xi = -5,5$ ) атмосферы.

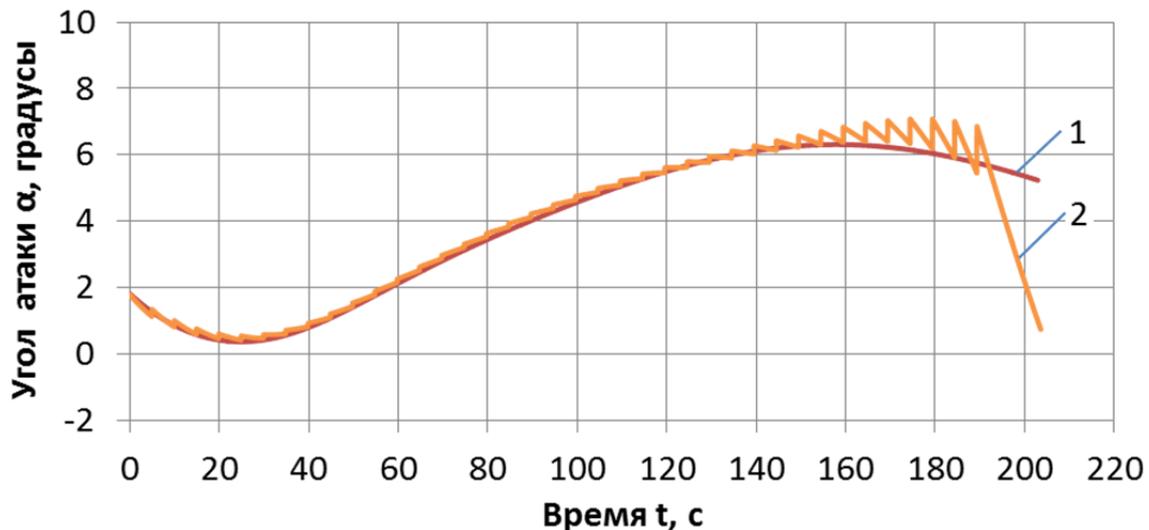


Рис. 2. Программы угла атаки для предельно «разреженной» атмосферы:  
1 – «возмущённая» программа; 2 – командная программа

Из рис. 2 следует, что почти на всех шагах управления «возмущённая» и командная программы близки друг к другу. До 39-го шага управления краевые задачи были решены не более чем за три итерации. На 39-м шаге управления, который начинается с  $t = 195$  с, решение краевой задачи найти не удалось, так как на одной из итераций угол атаки превысил максимальное значение ( $\alpha_{\max} = 10$  градусов). Поэтому на 39-м и 40-м шагах используется управление, полученное на 38-м шаге.

На рис. 3 представлены траектории набора высоты с разгоном для предельно «разреженной» атмосферы.

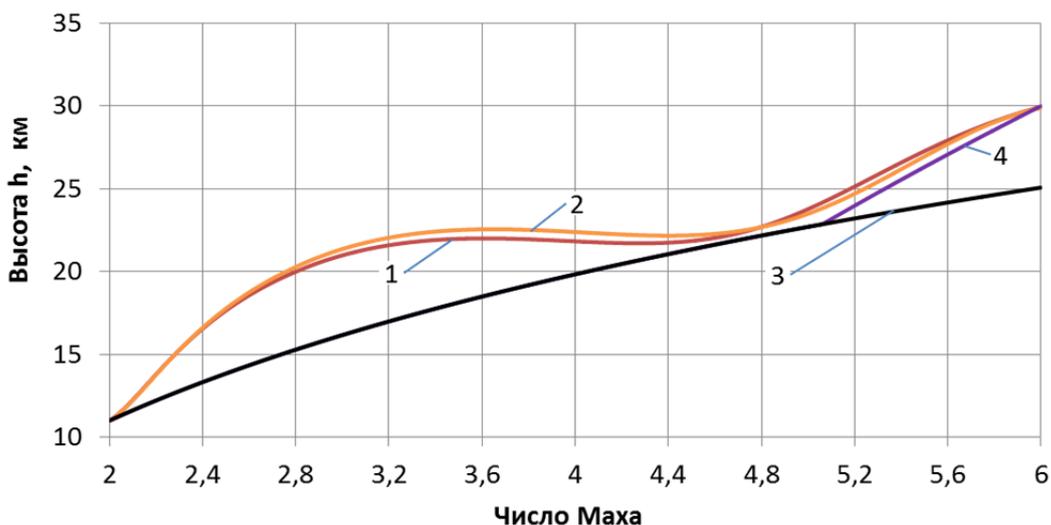


Рис. 3. Траектории набора высоты с разгоном при предельно «разреженной» атмосфере:  
 1 – «возмущенная» программа; 2 – командная программа;  
 3 – максимальный скоростной напор; 4 – максимальный тепловой поток

Из рис. 3 следует, что траектории набора высоты при «возмущенной» и командной программах близки друг к другу. Ограничения по скоростному напору и тепловому потоку не нарушаются.

### Командное управление при предельно «плотной» атмосфере

В табл. 2 представлены конечные значения параметров движения при предельно «плотной» атмосфере.

Таблица 2. Конечные значения параметров движения при предельно «плотной» атмосфере

Параметр	«Возмущенная» программа	Командная программа
$t_K, c$	206,05	204,93
$\theta_K, \text{градусы}$	3,01	3,37
$h_K, m$	29 991	29 997
$M_K$	6,00	5,98
$m_K, кг$	278 100	278 111

Из табл. 2 видно, что значения конечных высоты и скорости достигают заданных, а значение конечного угла наклона траектории больше трёх градусов на 12%. При этом время полёта и конечная масса по сравнению с «возмущенной» программой практически не изменяются.

На рис. 4 представлены «возмущенная» и командная программы угла атаки для предельно «плотной» атмосферы.

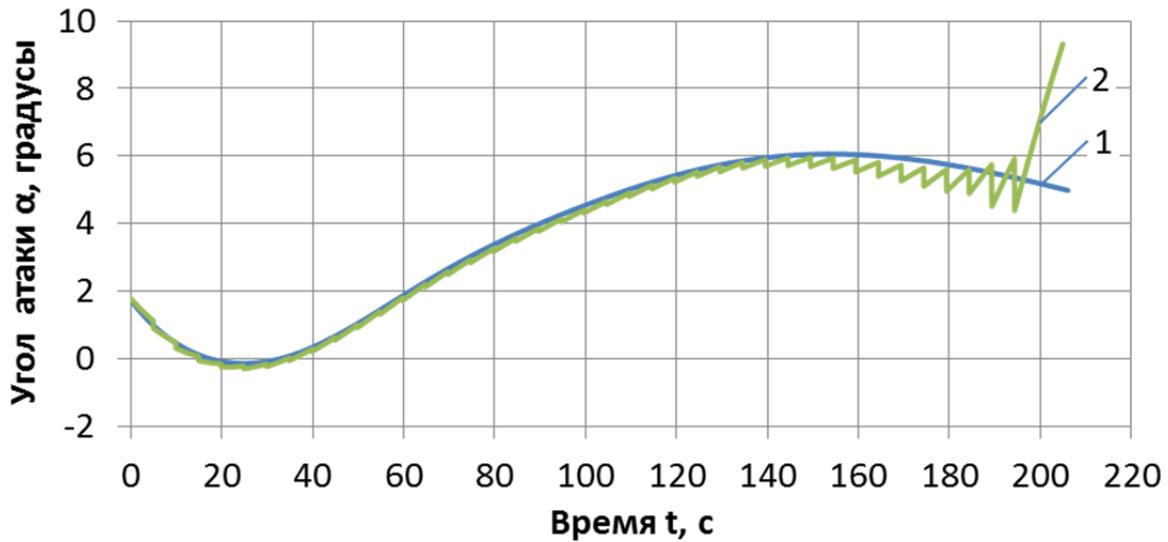


Рис. 4. Программы угла атаки для предельно «плотной» атмосферы:  
 1 – «возмущённая» программа; 2 – командная программа

Из рис. 4 следует, что почти на всех шагах управления «возмущённая» и командная программы близки друг к другу. До 40-го шага управления краевые задачи были решены не более чем за три итерации. На 40-м шаге управления, который начинается с  $t = 200$  с, решение краевой задачи найти не удалось, так как на одной из итераций угол атаки превысил максимальное значение ( $\alpha_{\max} = 10$  градусов). Поэтому на заключительном 40-м шаге используется управление, полученное на 39-м шаге.

На рис. 5 представлены траектории набора высоты с разгоном для предельно «плотной» атмосферы.

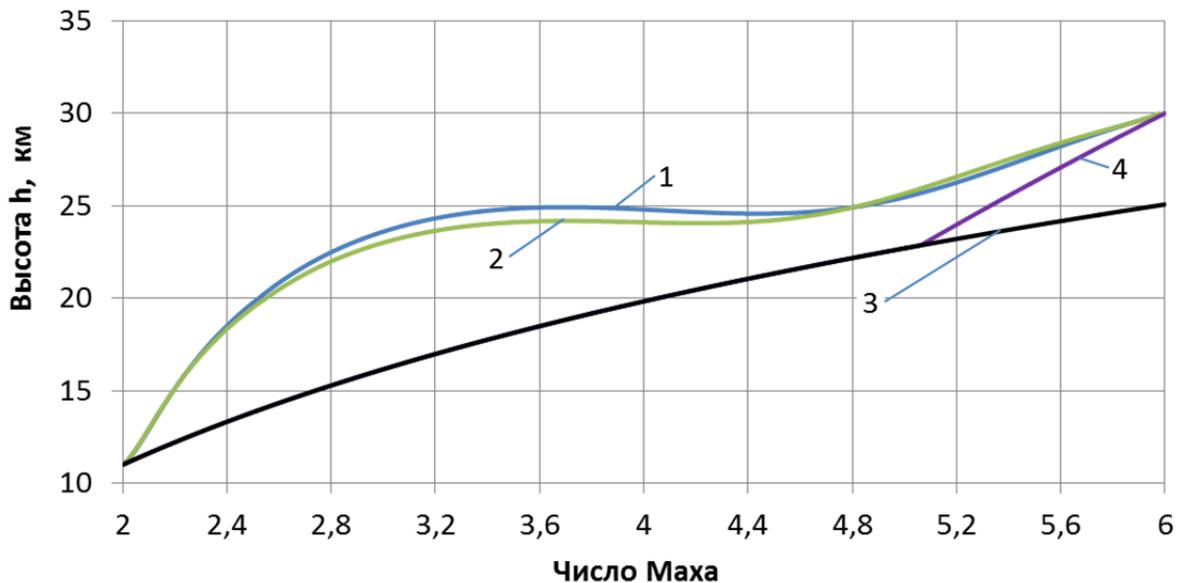


Рис. 5. Траектории набора высоты с разгоном при предельно «плотной» атмосфере:  
 1 – «возмущённая» программа; 2 – командная программа;  
 3 – максимальный скоростной напор; 4 – максимальный тепловой поток

Из рис. 5 следует, что траектории набора высоты при «возмущённой» и командной программах близки друг к другу. Ограничения по скоростному напору и тепловому потоку не нарушаются.

### **Заключение**

Задача получения командного оптимального управления траекториями гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы в условиях атмосферных возмущений может быть решена с использованием принципа максимума Понтрягина.

Отметим следующие особенности, возникшие при решении задачи.

Для «разреженной» и «плотной» атмосферы в конце участка набора высоты с разгоном при решении краевой задачи нарушается ограничение по углу атаки. Для «разреженной» атмосферы конечное значение угла наклона траектории при сохранении управления, полученного на 38-м шаге, меньше заданного на 10%, для «плотной» – при сохранении управления, полученного на 39-м шаге, больше заданного на 12%. Заданные конечные условия по скорости и высоте выполняются.

### **Библиографический список**

1. Бузулук В.И. Оптимизация траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов. М.: ЦАГИ, 2008. 476 с.
2. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Российская академия космонавтики, 1996. 214 с.
3. Нечаев Ю.Н., Полев А.С., Никулин А.В. Моделирование условий работы пароводородного РТД в составе силовой установки гиперзвукового летательного аппарата // Вестник Академии космонавтики. Научно-технические проблемы космонавтики. Выпуск 2. Материалы научных докладов на заседаниях направления в 1996-1997 гг. М.: Российская академия космонавтики, 1998. С. 159-191.
4. Балакин В.Л., Крикунов М.М. Анализ программ управления и траекторий набора высоты гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 18-29. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-18-29
5. Балакин В.Л., Крикунов М.М. Возмущённое движение гиперзвуковой первой ступени авиационно-космической системы при наборе высоты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 16-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-16-28
6. Крикунов М.М. Командное оптимальное управление траекториями гиперзвукового самолёта в условиях атмосферных возмущений // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 41-50. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-41-50
7. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 393 с.

## OPTIMAL COMMAND CONTROL OF FLIGHT PATHS OF AEROSPACE SYSTEM HYPERSONIC FIRST STAGE IN CONDITIONS OF ATMOSPHERIC DISTURBANCES

© 2020

**M. M. Krikunov** Candidate of Science (Engineering), Senior Research Associate;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[krikunov.mm@ssau.ru](mailto:krikunov.mm@ssau.ru)

The paper deals with disturbed motion of the hypersonic first stage of an aerospace system in accelerated climb. Disturbances are deviations of atmospheric density from the values of a standard model. A multistep control process is accepted. The command angle-of-attack schedule is specified at each step of control using the method of Pontryagin's maximum principle. The nominal control program is applied at the first step. We present the results of modeling disturbed motion with command control of the angle of attack for maximum "rarified" and maximum "dense" atmosphere. The angle-of-attack constraint is violated for "rarified" and "dense" atmosphere at the end of the accelerated flight segment when a boundary value problem is solved. If command control obtained as a result of solving the boundary value problem is maintained the target terminal speed and altitude conditions are fulfilled. The finite value of the flight path inclination angle for "rarefied" atmosphere is 10% lower than the target one, while for "dense" atmosphere it is 12% higher.

*Aerospace system; hypersonic first stage; climb; acceleration; atmospheric disturbances; optimal angle-of-attack schedule; control step; propellant mass minimum; Pontryagin's maximum principle.*

---

*Citation:* Krikunov M.M. Optimal command control of flight paths of aerospace system hypersonic first stage in conditions of atmospheric disturbances. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 2. P. 31-37. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-31-37

### References

1. Buzuluk V.I. *Optimizatsiya traektoriy dvizheniya aerokosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Optimization of aerospace vehicle flight paths]. Moscow: Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 2008. 476 p.
2. Nechaev Yu.N. *Silovye ustanovki giperzvukovykh i vozdushno-kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Power units of hypersonic and space-air vehicles]. Moscow: Rossiyskaya Akademiya Kosmonavtiki Publ., 1996. 214 p.
3. Nechaev Yu.N., Polev A.S., Nikulin A.V. Modelirovanie usloviy raboty parovodorodnogo RTD v sostave silovoy ustanovki giperzvukovogo letatel'nogo apparata. *Vestnik Akademii kosmonavtiki. Nauchno-tekhnicheskie problemy kosmonavtiki*. Vypusk 2. Materialy nauchnykh dokladov na zasedaniyakh napravleniya v 1996-1997 gg. Moscow: Rossiyskaya Akademiya Kosmonavtiki Publ., 1998. P. 159-191. (In Russ.)
4. Balakin V.L., Krikunov M.M. Analysis of control programs and climb paths of the hypersonic first stage of an aerospace system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 18-29. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-18-29
5. Balakin V.L., Krikunov M.M. Disturbed motion of the hypersonic first stage of an aerospace system in climb. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 16-28. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-16-28
6. Krikunov M.M. Optimal command control of hypersonic aircraft flight path in conditions of atmospheric disturbances. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 41-50. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-41-50
7. Pontryagin L.S., Boltyanskiy V.G., Gamkrelidze R.V., Mishchenko E.F. *Matematicheskaya teoriya optimal'nykh protsessov* [Mathematical theory of optimal processes]. Moscow: Nauka Publ., 1983. 393 p.

## ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ СТРУКТУРЫ LSTM С ИЗМЕНЯЕМОЙ ПАМЯТЬЮ

© 2020

**А. В. Кузнецов** аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [a.v.kuznetsov91@mail.ru](mailto:a.v.kuznetsov91@mail.ru)

**Г. М. Макарянц** доктор технических наук, доцент, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [georgy.makaryants@gmail.com](mailto:georgy.makaryants@gmail.com)

Основным способом повышения эффективности газотурбинных двигателей является увеличение параметров цикла. Однако рост степени повышения температуры и давления по тракту двигателя приводит к усилению тепловой нагрузки на лопатки соплового аппарата турбины, что значительно снижает ресурс. Задача сохранения ресурса особенно важна для малоразмерных газотурбинных двигателей, поскольку их ограниченные габариты не позволяют реализовать многие мероприятия по охлаждению лопаток соплового аппарата. В сложившихся условиях возрастает роль контроля тепловой нагруженности элементов таких двигателей, что ужесточает требования к точности управления по основным регулируемым параметрам (оборотам ротора двигателя и температуре газа за турбиной). Повышение качества управления в современных газотурбинных двигателях решается за счёт использования бортовых математических моделей двигателя. Рабочие процессы, описываемые такими моделями, характеризуются быстротечностью и значительным перерегулированием, что предъявляет высокие требования к точности моделирования. Однако вопросы точного и в то же время ресурсосберегающего расчёта быстропеременных процессов изменения оборотов ротора и температуры газа за турбиной остаются малоизученными. В работе использовались нейросетевые методы для моделирования нестационарных режимов малоразмерных газотурбинных двигателей. С использованием данных, полученных в результате огневых испытаний двигателя JetCat P-60, создана его регрессионная нейросетевая модель. Главным вопросом, возникшим при создании модели, было описание динамики быстропеременных процессов с ярко выраженным перерегулированием. Для этого была проведена модификация архитектуры классической LSTM сети, суть которой сводилась к добавлению функциональной зависимости выходного узла от тензора памяти. Это позволило сделать размер памяти независимым от количества выходов модели и тем самым повысило точность моделирования. Разработанной архитектуре было предложено новое название – VMLSTM сеть. В результате сравнения с традиционной сетью Элмана и классической LSTM сетью разработанная VMLSTM сеть показала наименьшее значение средней ошибки при сопоставимом количестве изменяемых параметров модели. Кроме этого, в отличие от существующих нейросетей, разработанная сеть продемонстрировала возможность моделирования забросов температуры газа за турбиной в моменты изменения режима работы двигателя. Разработанная архитектура нейросети повысила достоверность моделирования динамики малоразмерного газотурбинного двигателя как объекта управления, что в условиях экономного использования вычислительных ресурсов открыло возможности её применения в бортовых электронно-вычислительных машинах.

*Малоразмерный газотурбинный двигатель; моделирование переходных процессов; рекуррентные нейронные сети; LSTM с вариативной памятью.*

---

**Цитирование:** Кузнецов А.В., Макарянц Г.М. Динамическая модель газотурбинного двигателя на основе структуры LSTM с изменяемой памятью // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 2. С. 38-52. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-38-52

## Введение

Согласно исследованиям, проведённым в Центральном институте авиационного моторостроения, математическое моделирование газотурбинных двигателей (ГТД) позволяет уменьшить время на их разработку и создание, а также помогает решить многие проблемы управления, возникающие в процессе эксплуатации [1]. Здесь же приводится ряд требований к математическим моделям ГТД, представляющим двигатель как объект управления. Такие модели должны:

- рассчитывать параметры рабочих процессов в ГТД на установившихся и переходных режимах его работы в широком диапазоне изменений как условий полёта, так и самих режимов работы двигателя;
- обладать точностью, достаточной для решения задач управления;
- обеспечивать приемлемое время расчёта на ЭВМ при использовании моделей высокого уровня;
- предоставлять возможность выполнения расчётов в реальном и ускоренном времени при использовании моделей на полунатурных стендах.

Существующие методики математического моделирования динамики ГТД позволяют осуществлять расчёт практически всех параметров рабочих процессов в двигателе с приемлемой точностью. Однако вопросы сокращения времени расчёта требуют отдельного рассмотрения. В своей монографии Джо и Матингли [2] приводят частотный состав сигналов регулируемых параметров двигателя. Авторами отмечается, что частотность основных процессов управления (топливоподача, положение лопаток направляющего аппарата, раскрытие сопла, перепуск воздуха) лежит в диапазоне от 0,01 до 10 Гц, а частоты процессов управления по ограничению (заброс оборотов, срывные явления в компрессоре, радиальные зазоры) расположены в диапазоне от 10 до 300 Гц. Применяя теорему Котельникова к максимальной частоте динамических процессов в ГТД, можно увидеть, что для их описания при помощи элементов цифровой техники необходимо иметь частоту дискретизации моделируемых сигналов не менее 1 000 Гц. Поэтому величина скорости вычислений должна обеспечивать расчёт рабочих параметров двигателя за время, меньшее, чем обратная величина полученной частоты дискретизации. Другими словами, время обновления рассчитываемых параметров не должно превышать 1 мс. В свою очередь возможности современных бортовых ЭВМ весьма скромны. Согласно данным, приведённым в [1], оперативная память бортовых ЭВМ составляет 24...32 кБ, постоянная память – 64...128 кБ, разрядность в большинстве случаев – 16 бит, иногда применяются 32-битные системы. Таким образом, для удовлетворения требований по частоте дискретизации моделируемых сигналов с помощью бортовых ЭВМ необходимо использовать методы математического моделирования, обладающие низкими требованиями к вычислительным мощностям.

Гольберг Ф.Д. и Баженов А.В. [3] приводят следующую классификацию методов математического моделирования процессов в ГТД:

- термодинамические модели, представленные в виде алгебраических и нелинейных дифференциальных уравнений, описывающих физические процессы, протекающие в узлах двигателя [4- 9];
- эмпирические модели, представляющие собой комплекс линейных дифференциальных и алгебраических уравнений с кусочно-линейными коэффициентами [10-12];
- регрессионные модели, получаемые методами многофакторного планирования эксперимента и регрессионного анализа [13-15].

Рассмотрев представленные классы моделей в контексте требований к ним, а также ограничений вычислительной мощности бортовых ЭВМ, можно сделать вывод о целесообразности применения регрессионных методов для моделирования динамики

ГТД. При этом для обеспечения автоматизации составления таких моделей и упрощения их практического использования перспективным видится нейросетевое моделирование.

Для описания динамических процессов составляются так называемые рекуррентные нейронные сети. Впервые структуру рекуррентных сетей предложили Элман [16] и Джордан [17]. Традиционная нейронная сеть ими была дополнена обратными связями, передающими информацию в направлении из скрытого и выходного слоёв во входной. Такая новая структура выполняла обработку уже не только текущих данных, но и значений обрабатываемого параметра на предыдущем временном шаге, что позволило моделировать изменяющиеся во времени процессы. Дальнейшим развитием сетей Элмана и Джордана стали NARX сети [18]. В них были введены обратные связи с задержками по времени. С увеличением количества таких связей увеличивалось и количество предыдущих временных шагов, информация с которых использовалась для моделирования текущего шага. Другими словами, NARX сети в сравнении с сетями Элмана и Джордана обладали большей исторической памятью, дающей возможность моделировать более сложные динамические процессы, например, с некоторыми колебаниями временных сигналов. Тем не менее, NARX сети имели существенный недостаток. Для увеличения объёма информации о предыстории изменения сигнала подразумевалось одновременное обращение к большому количеству ретроспективных временных шагов. Поэтому повышение точности NARX сетей обеспечивалось исключительно ростом их размера, что неминуемо приводило к замедлению работы всей сети. В 1995 г. Хохрайтер и Шмидхубер [19] предложили структуру рекуррентной сети, способной к обучению на базе долговременных процессов без какого-либо увеличения её размеров. Вместо введения дополнительных временных задержек и увеличения количества обратных связей были разработаны алгоритмы по использованию долгосрочной и краткосрочной памяти (Long Short Term Memory – LSTM сети). В 1997 г. эти же исследователи [20] усовершенствовали LSTM структуру, а в конце 1990-х к таким сетям были добавлены забывающие узлы [21]. Окончательно архитектура LSTM сетей была сформирована в 2000 г. [22]. Наиболее полный обзор существующих на данный момент LSTM сетей представлен в [23]. В настоящее время LSTM сети представляют собой наиболее удачный инструмент моделирования динамических процессов.

Однако классические LSTM сети, несмотря на возможность работы с долговременными зависимостями, всё же не позволяют достоверно описывать динамику быстропеременных процессов с ярко выраженным перерегулированием. Это ставит под сомнение их способность моделировать динамику рабочих параметров ГТД, например, изменение температуры газа за турбиной  $T_T^*$  или в камере сгорания  $T_G^*$ . Причина такого недостатка связана с ограниченными возможностями в использовании ячеек памяти. Их количество непосредственно влияет на точность моделирования, но оно строго лимитировано равенством числу выходных параметров сети. Если нужно выполнить моделирование только двух параметров ГТД, например, частоты вращения ротора и температуры  $T_G^*$ , то количество ячеек памяти тоже будет равно двум, что явно недостаточно для идентификации заброса температуры. Для увеличения предсказательной способности модели можно добавить большее количество ячеек памяти. Это вызовет увеличение количества выходных сигналов модели, которые можно сократить, добавив ещё один слой нейросети. Однако это приведёт к увеличению количества операций матричного умножения и повысит сложность самой модели, а также времени вычисления.

Целью статьи является повышение точности модели ГТД как объекта управления за счёт модификации архитектуры LSTM сети, которая может быть использована в качестве бортовой модели двигателя или энергетической установки.

### Принцип работы LSTM сетей

LSTM ячейка представляет собой набор небольших полносвязных нейронных сетей (гейтов или узлов). Каждая ячейка имеет один выходной нейрон для предсказания какого-либо параметра (например, частоты вращения ротора двигателя). Совокупность ячеек представляет собой сеть для предсказания нескольких параметров. Основным отличием LSTM сетей от других рекуррентных сетей является наличие тензора памяти. Тензор памяти – переменная, информация в которую может записываться или стираться в процессе работы сети.

Работа LSTM сети (рис. 1) основана на принципе управления тензором памяти при помощи узлов запоминания и забывания:

$$c_t = f_t \circ c_{t-1} + i_t \circ cc_t.$$

Здесь  $c_t$  – тензор памяти, представляющий вектор взвешенных входов на шаге  $t$ ;  $f_t$  – тензор на выходе из забывающего узла на шаге  $t$ , представляющий собой сумму взвешенных входов и выходов на предыдущем шаге  $t-1$ ;  $c_{t-1}$  – тензор памяти на шаге  $t-1$ ;  $i_t$  – тензор на выходе из входного узла на шаге  $t$ , представляющий собой сумму взвешенных входов на текущем шаге и выходов на предыдущем шаге;  $cc_t$  – тензор-кандидат для записи в тензор памяти.

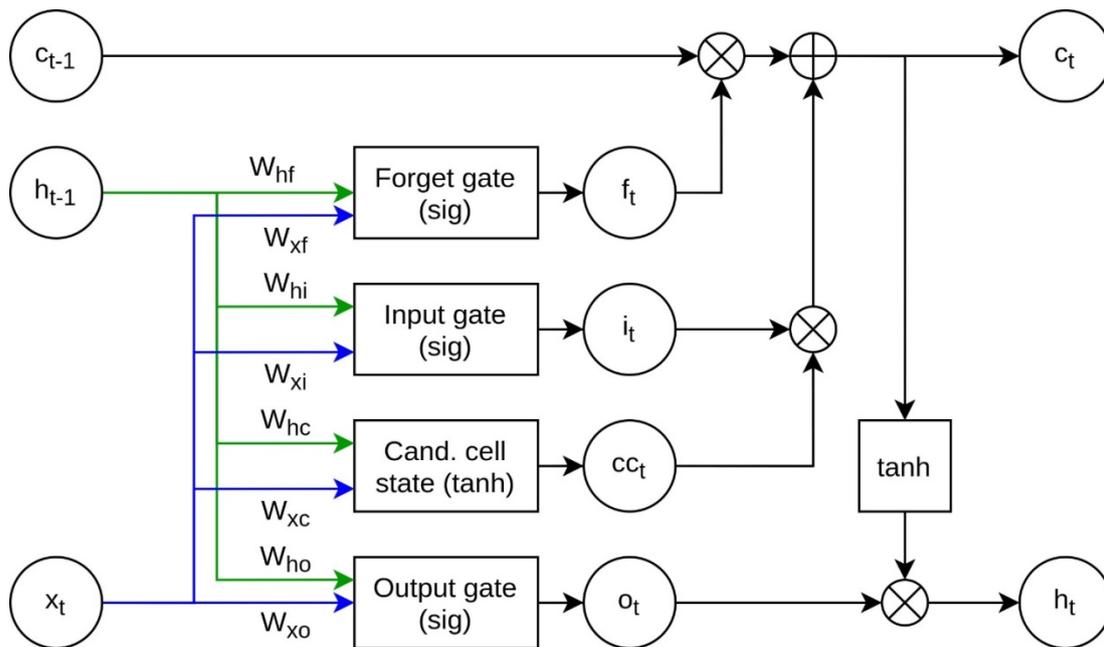


Рис. 1. Схема LSTM сети:

*Forget gate (sig)* – забывающий узел с сигмоидальной функцией активации; *Input gate (sig)* – входной узел с сигмоидальной функцией активации; *Cand. cell state (tanh)* – узел для вычисления тензора-кандидата на запись в память с тангенциальной функцией активации; *Output gate (sig)* – выходной узел с сигмоидальной функцией активации;  $c_{t-1}$  – тензор памяти на предыдущем шаге;  $c_t$  – тензор памяти на текущем шаге;  $h_{t-1}$  – тензор выхода сети на предыдущем шаге;  $h_t$  – тензор выхода сети на текущем шаге;  $x_t$  – тензор входа на текущем шаге;  $f_t$  – тензор на выходе из забывающего узла;  $i_t$  – тензор на выходе из входного узла;  $cc_t$  – тензор на выходе из узла кандидата на запись в память;  $o_t$  – тензор на выходе из выходного узла;  $W_{hf}, W_{xf}, W_{hi}, W_{xi}, W_{hc}, W_{xc}, W_{ho}, W_{xo}$  – весовые коэффициенты, связывающие входы с узлами

Тензор на выходе из забывающего узла представляет собой взвешенный вектор входных данных, конкатенированный с вектором выходных данных, сохранённых с предыдущего временного шага:

$$f_t = \sigma(W_{hf}h_{t-1} + W_{xf}x_t + b_f).$$

Здесь  $\sigma$  – сигмоидальная функция активации;  $W_{hf}$ ,  $W_{xf}$  – матрицы весов узла забывания, которые настраиваются в процессе обучения сети;  $h_{t-1}$  – вектор выходных значений нейронной сети на предыдущем шаге по времени;  $x_t$  – вектор входных значений на текущем шаге;  $b_f$  – вектор смещений узла забывания, который настраивается в процессе обучения сети. Сигмоидальная функция изменяется в диапазоне от 0 до 1. Таким образом, если тензор на выходе из забывающего узла принимает значение 0, то из соответствующего элемента тензора памяти полностью стирается записанная в него информация, если принимает значение 1, то соответствующее значение остаётся неизменным. При промежуточном результате функции активации значения в тензоре памяти будут уменьшены пропорционально.

Запись значений в тензор памяти происходит в два этапа. Во время первого этапа узел запоминания определяет, какие значения в тензоре памяти должны быть перезаписаны; во время второго этапа вычисляются значения, которые будут записываться:

$$\begin{aligned} i_t &= \sigma(W_{hi}h_{t-1} + W_{xi}x_t + b_i), \\ cc_t &= \tanh(W_{hc}h_{t-1} + W_{xc}x_t + b_c). \end{aligned}$$

Здесь  $W_{hi}$ ,  $W_{xi}$  – матрицы весов узла запоминания, которые настраиваются в процессе обучения сети;  $b_i$  – вектор смещений узла запоминания;  $W_{hc}$ ,  $W_{xc}$  – матрицы весов узла кандидата на запись в тензор памяти;  $b_c$  – вектор смещений узла кандидата на запись;  $\tanh$  – функция гиперболического тангенса.

Результатом работы сети является тензор  $h_t$ :

$$h_t = \tanh(c_t) \circ \sigma(W_{ho}h_{t-1} + W_{xo}x_t + b_o),$$

где  $W_{ho}$ ,  $W_{xo}$  – матрицы весов выходного узла;  $b_o$  – вектор смещений выходного узла.

### Модификация LSTM сети

Размер памяти в классической LSTM сети зависит от размера вектора выхода модели (количество предсказываемых параметров), что ограничивает сложность моделируемых процессов. Для моделирования сложных динамических процессов (быстродействующих, с ярко выраженным перерегулированием и т.д.) было принято решение модифицировать архитектуру LSTM сети. На основе результатов современных исследований [23] были объединены узлы Forget gate и Input gate в узел Control gate, что позволило уменьшить количество весовых коэффициентов и матричных операций. Для удобства понимания новой структуры нейронной сети и работы с ней узел Cand. cell state переименован в Recording gate с сохранением прежней функциональности. Главным изменением в архитектуре было добавление функциональной зависимости узла Output gate от тензора памяти, что позволило сделать размер памяти не зависимым от количества выходов модели. Предлагаемая схема LSTM сети с варьируемой памятью приведена на рис. 2.

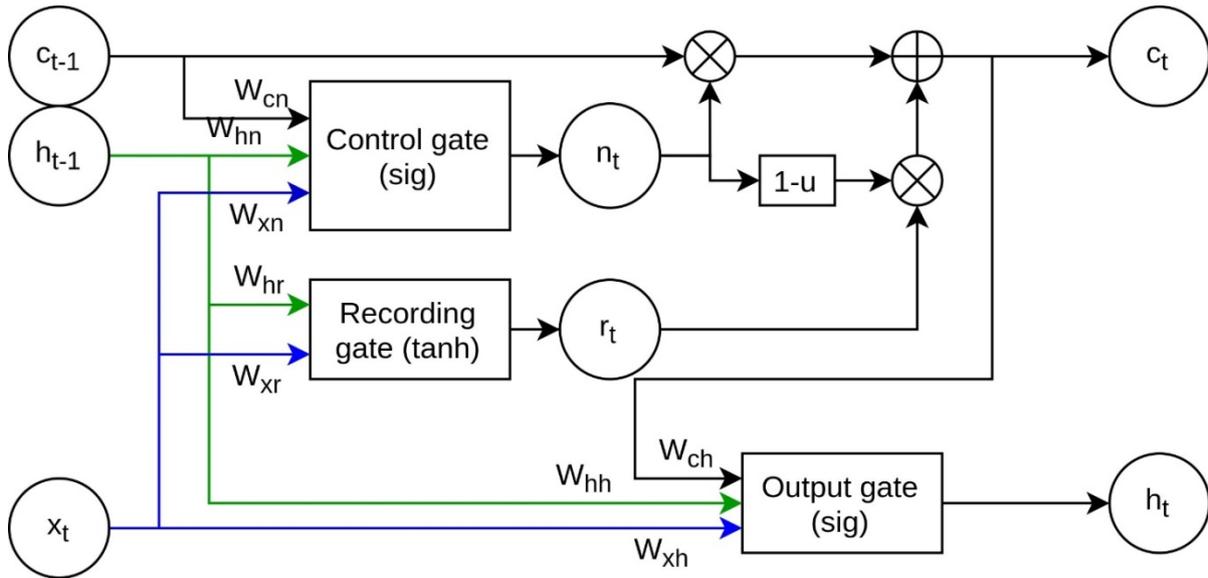


Рис. 2. Схема LSTM сети с варьируемой памятью:

*Control gate (sig)* – управляющий узел с сигмоидальной функцией активации; *Recording gate (tanh)* – записывающий узел с тангенциальной функцией активации; *Output gate (sig)* – выходной узел с сигмоидальной функцией активации;  $c_{t-1}$  – тензор памяти на предыдущем шаге;  $c_t$  – тензор памяти на текущем шаге;  $h_{t-1}$  – тензор выхода сети на предыдущем шаге;  $h_t$  – тензор выхода сети на текущем шаге;  $x_t$  – тензор входа на текущем шаге;  $n_t$  – тензор на выходе из управляющего узла;  $r_t$  – тензор на выходе из записывающего узла;  $W_{cn}, W_{hn}, W_{xn}, W_{hr}, W_{xr}, W_{ch}, W_{hh}, W_{xh}$  – весовые коэффициенты, связывающие входы с узлами

Модифицированная LSTM сеть содержит три узла – управляющий узел (*Control gate*), записывающий узел (*Recording gate*) и выходной узел (*Output gate*). Для вычисления тензора памяти используются два из них – управляющий и записывающий узлы:

$$c_t = n_t \circ c_{t-1} + (1 - n_t) \circ r_t,$$

где  $n_t$  – тензор на выходе из управляющего узла на шаге  $t$ ;  $r_t$  – тензор на выходе из записывающего узла на шаге  $t$ .

Управляющий узел определяет, какое количество информации будет забыто или насколько важна новая информация для записи её в память на основе входных значений, выходных значений на предыдущем шаге и значений, хранящихся в памяти сети:

$$n_t = \sigma(W_{cn}c_{t-1} + W_{hn}h_{t-1} + W_{xn}x_t + b_n),$$

где  $W_{cn}, W_{hn}, W_{xn}$  – матрицы весов управляющего узла;  $b_n$  – вектор смещений управляющего узла. Функцией активации является сигмоида с диапазоном выходных значений 0..1.

Записывающий узел определяет новую информацию, которая потенциально может быть сохранена во внутреннюю память сети:

$$r_t = \tanh(W_{hr}h_{t-1} + W_{xr}x_t + b_r),$$

где  $W_{hr}, W_{xr}$  – матрицы весов записывающего узла;  $b_r$  – вектор смещений записывающего узла.

Функцией активации является гиперболический тангенс с диапазоном выходных значений  $-1..1$ . Таким образом, значение в памяти может как увеличиваться, так и уменьшаться на основе текущих входных значений и выходных значений на предыдущем шаге. Если результат вычислений управляющего узла равен 0, то соответствующее значение тензора памяти будет обнулено. Если результат равен 1, то значение в памяти останется без изменений. При промежуточных значениях будет записана взвешенная сумма Recognition gate и тензора памяти. Основное отличие предлагаемой архитектуры сети – использование памяти сети в выходном узле:

$$h_t = \sigma(W_{ch}c_t + W_{hh}h_{t-1} + W_{xh}x_t + b_h),$$

где  $W_{ch}$ ,  $W_{hh}$ ,  $W_{xh}$  – матрицы весов выходного узла;  $b_h$  – вектор смещений выходного узла. Это даёт возможность использовать размерность тензора памяти как новый гиперпараметр сети.

### **Результаты идентификации ГТД**

Для проведения вычислительных экспериментов были взяты результаты огневых испытаний двигателя JetCat P-60. Сами вычисления проводились на языке Python с использованием фреймворка Tensorflow. Огневое испытание представляло собой серию переходов двигателя с одного режима работы на другой при непродолжительном (порядка двух секунд) поддержании постоянным значения оборотов ротора. Экспериментальные исследования проводились при температуре окружающей среды  $+15^{\circ}\text{C}$ . Установка представляла собой открытый стенд, на котором был закреплён двигатель со всей арматурой. Переходы по режимам выполнялись с помощью изменения положения рычага управления тягой (РУТ) с заданным шагом частотной модуляции: минимальное значение на цифровой шкале РУТ 1000 Гц, максимальное 2200 Гц, шаг 100 Гц. В начале каждого замера режим ступенчато увеличивался до максимального, затем выполнялся ступенчатый сброс оборотов на минимальный режим. В конце замера двигатель переводился с минимальных оборотов на максимальные и обратно без задержки на промежуточных режимах. Такая схема работы двигателя позволила исследовать его динамику в состояниях максимального ускорения и замедления ротора с записью соответствующих значений частоты вращения ротора и температуры за турбиной (рис. 3).

Для идентификации частоты вращения ротора и температуры за турбиной использовались три модели: классическая сеть Элмана, существующая традиционная LSTM сеть и новая разработанная LSTM сеть с вариативной памятью – Variative Memory LSTM (VMLSTM). В сети Элмана использовалось 25 скрытых нейронов, в LSTM сети – 20 ячеек, а в VMLSTM в качестве памяти использовался тензор размерностью  $10 \times 10$ . Приведённые конфигурации были получены после ряда этапов процесса обучения. При этом на каждом новом этапе количество нейронов увеличивалось до тех пор, пока не перестала повышаться точность моделирования. Результаты моделирования приведены на рис. 4 – 6.

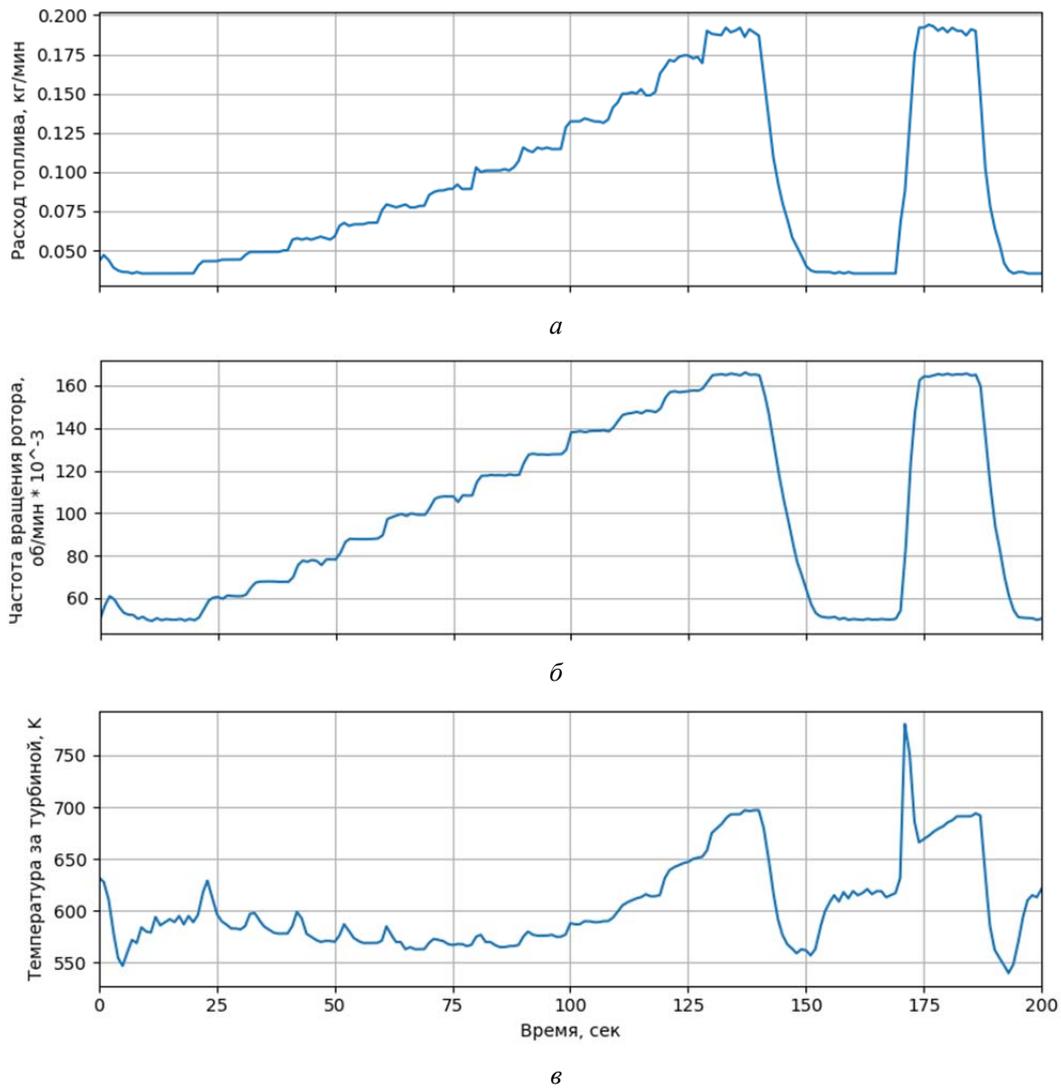


Рис. 3. Результаты огневых испытаний двигателя JetCat P-60:  
 а – расход топлива; б – частота вращения ротора; в – температура за турбиной

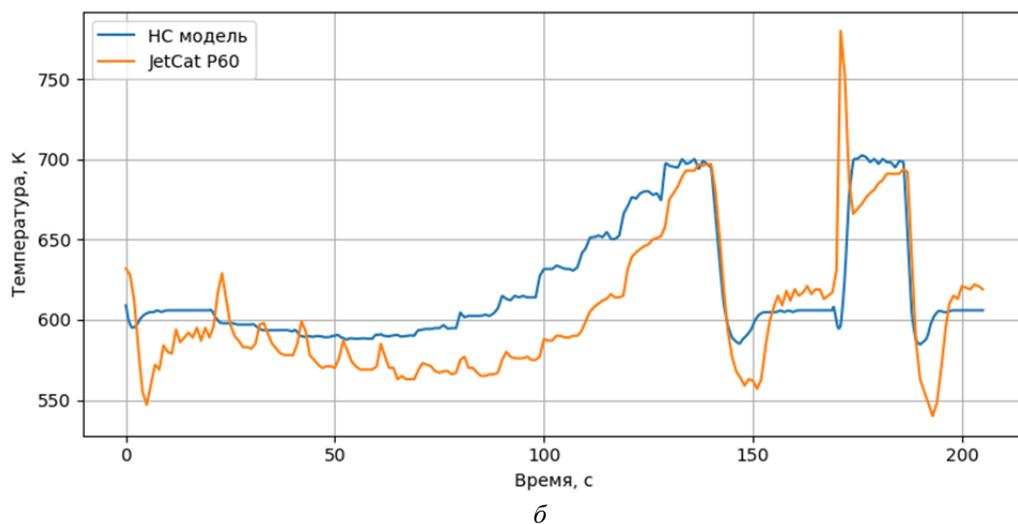
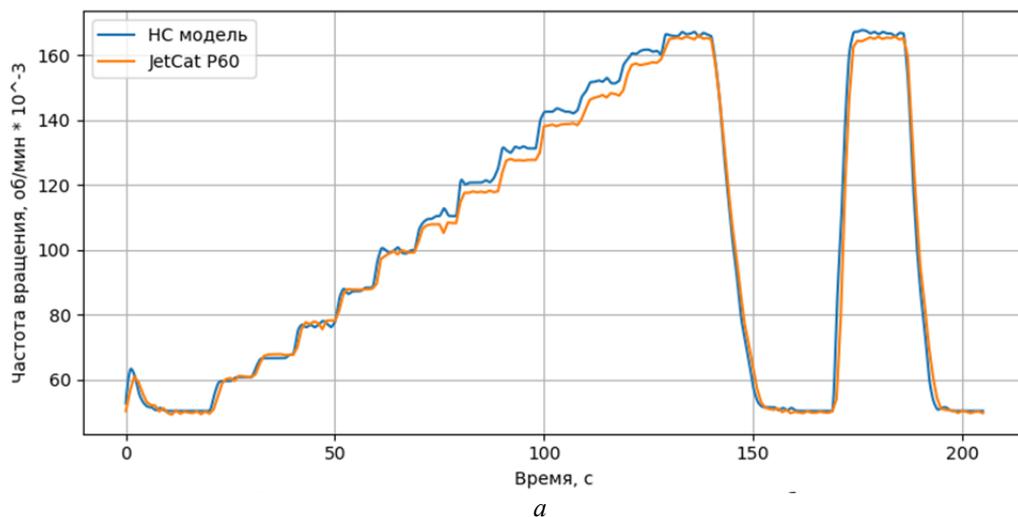


Рис. 4. Результаты моделирования сетью Элмана:  
а – частота вращения ротора; б – температура за турбиной

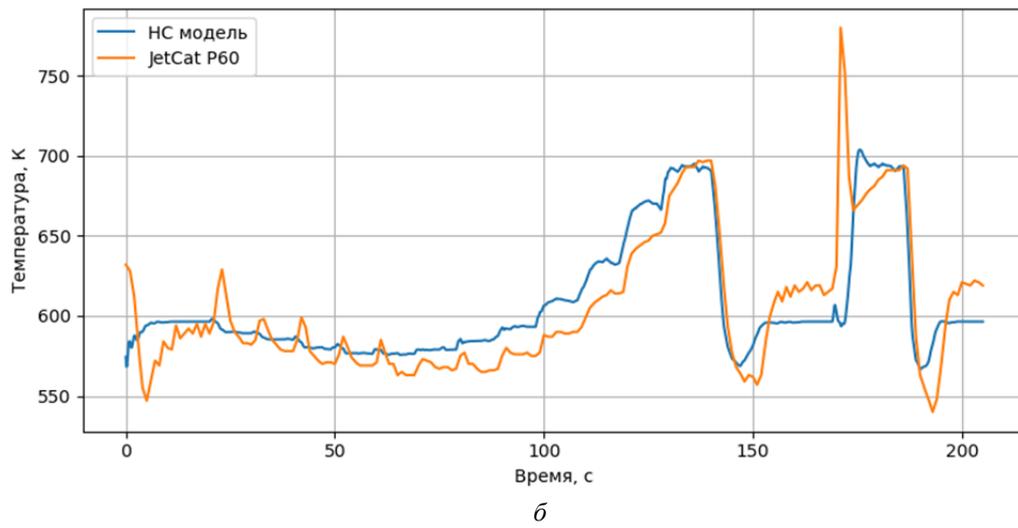
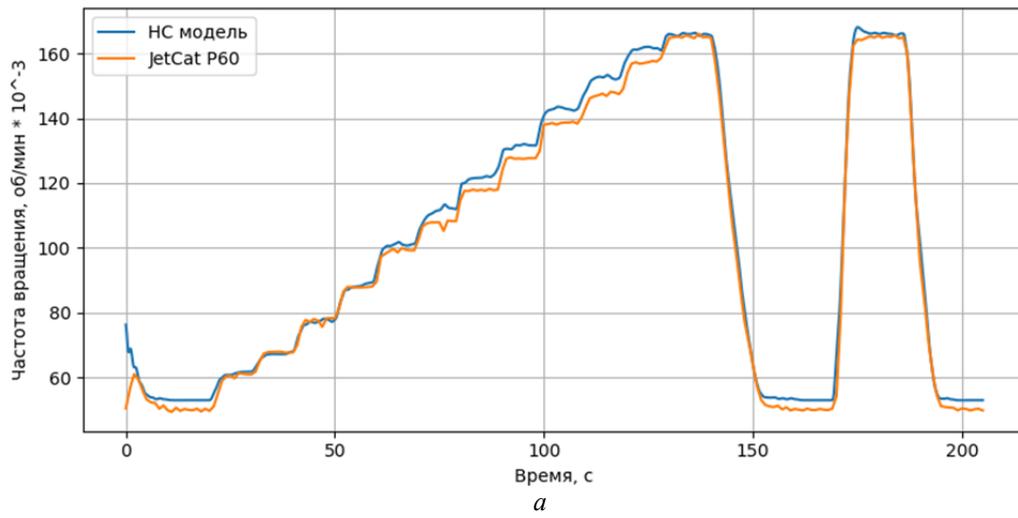


Рис. 5. Результаты моделирования LSTM сетью:  
 а – частота вращения ротора; б – температура за турбиной

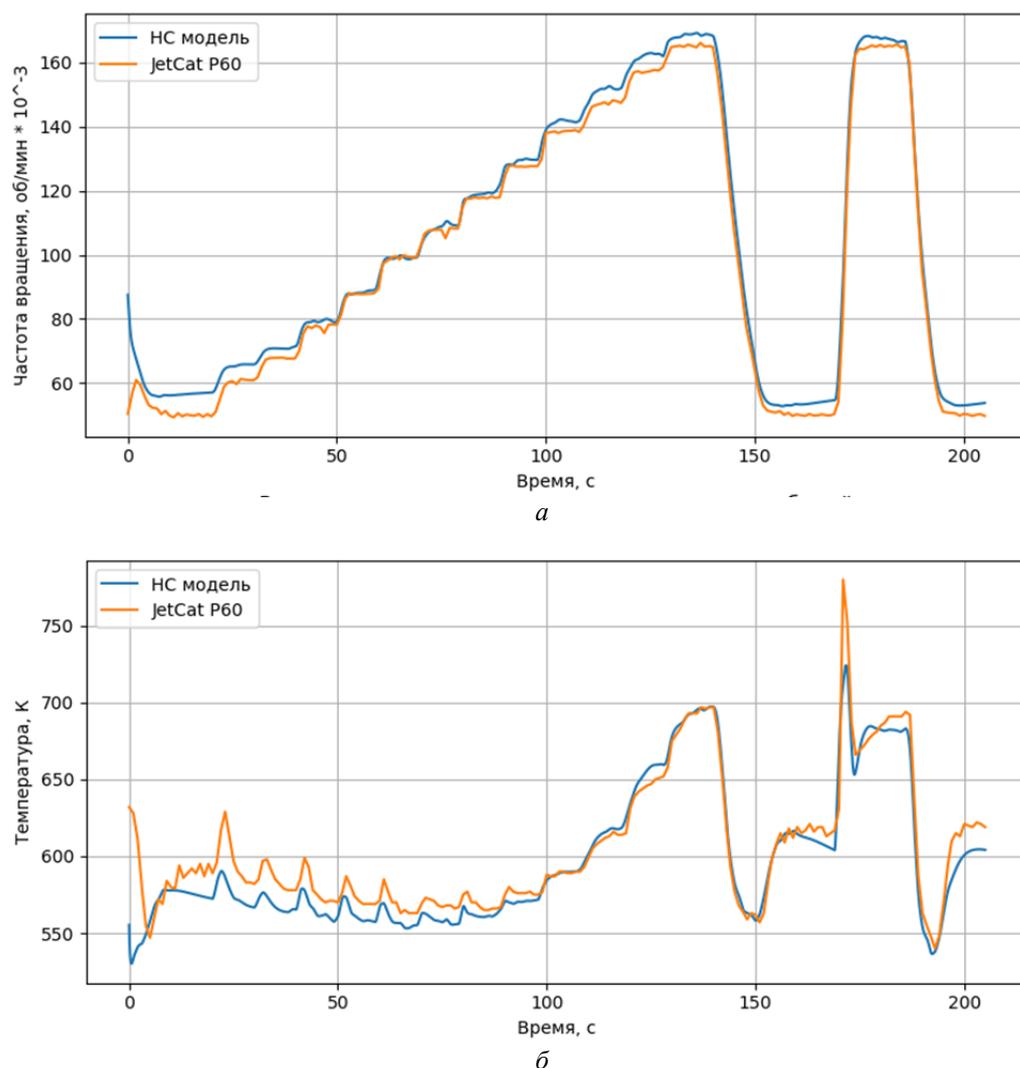


Рис. 6. Результаты моделирования VMLSTM сетью:  
 а – частота вращения ротора; б – температура за турбиной

Анализ результатов моделирования показал, что средняя абсолютная ошибка моделей по выходным параметрам составила: для модели Элмана – 3,38%; для LSTM модели – 2,72% и для VMLSTM модели – 2,51%. При этом динамика VMLSTM модели значительно ближе к целевой динамике процесса, чем в LSTM модели. Результаты VMLSTM модели показали значительно лучшее качество моделирования процесса температуры, чем модель Элмана и LSTM, которые не моделировали забросы температуры в моменты перехода с режима на режим.

### Заключение

Представлена разработанная модификация LSTM сети с переменной памятью – VMLSTM. Для моделирования динамики малоразмерного газотурбинного двигателя JetCat P-60 использовались три архитектуры нейронной сети: сеть Элмана, LSTM сеть и разработанная сеть VMLSTM. Архитектуры были реализованы на языке Python с использованием фреймворка Tensorflow. В результате сравнения VMLSTM модель показала наименьшее значение средней ошибки по сравнению с классической сетью Элмана и традиционной LSTM сетью. В отличие от сети Элмана и LSTM сети разработанная архитектура показала возможность моделирования динамики быстропеременных про-

цессов с ярко выраженным перерегулированием, что важно при описании переходных процессов рабочих параметров ГТД, например, изменения температуры газа за турбиной  $T_T^*$  или в камере сгорания  $T_G^*$ .

В результате разработанная модификация структуры LSTM сети повысила точность моделирования динамики ГТД как объекта управления и открыла возможности применения предложенной нейросети в бортовых ЭВМ двигателей и в энергетических установках.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования в рамках проекта FSSS-2020-0015.

### Библиографический список

1. Гуревич О.С. Системы автоматического управления авиационными ГТД: энциклопедический справочник. М.: Торус Пресс, 2011. 208 с.
2. Jaw L., Mattingly J. Aircraft engine controls. Reston, Va: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2009. 364 p.
3. Гольберг Ф.Д., Батенин А.В. Математические модели газотурбинных двигателей как объектов управления. М.: Московский авиационный институт, 1999. 79 с.
4. Интегральные системы автоматического управления силовыми установками самолёта / под ред. А.А. Шевякова. М.: Машиностроение, 1983. 283 с.
5. Шевяков А.А. Системы автоматического управления авиационными воздушно-реактивными силовыми установками. М.: Машиностроение, 1992. 424 с.
6. Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов / под ред. А.А. Шевякова. М.: Машиностроение, 1976. 344 с.
7. Badami M., Ferrero M.G., Portoraro A. Dynamic parsimonious model and experimental validation of a gas microturbine at part-load conditions // Applied Thermal Engineering. 2015. V. 75. P. 14-23. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2014.10.047
8. Arsalis A. Thermoeconomic modeling and parametric study of hybrid SOFC–gas turbine-steam turbine power plants ranging from 1.5 to 10MWe // Journal of Power Sources. 2008. V. 181, Iss. 2. P. 313-326. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2007.11.104
9. Ахмедзянов Д.А. Неустановившиеся режимы работы авиационных ГТД // Вестник Уфимского государственного авиационно-технического университета. 2006. Т. 7, № 1 (14). С. 36-46.
10. Грасько Т.В., Маяцкий С.А. Методика анализа процессов горения в регулируемой основной камере сгорания перспективного газотурбинного двигателя численными методами // Вестник Уфимского государственного авиационно-технического университета. 2014. Т. 18, № 3 (64). С. 23-29.
11. Максимов А.В., Киселёв Е.А., Кургалин С.Д., Зуев С.А. Математическая модель, описывающая динамику воздушных потоков в турбинном спирометре // Труды Института системного программирования РАН. 2019. Т. 31, № 1. С. 105-114. DOI: 10.15514/ISPRAS-2019-31(1)-7
12. Бирюков Р.В., Киселёв Ю.В. Эмпирическая модель теплового состояния роторных подшипников и масляной системы ГТД // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Т. 18, № 2 (3). С. 848-852.
13. Asgari H., Chen X.Q., Morini M., Pinelli M., Sainudin R., Spina P.R., Venturini M. NARX models for simulation of the start-up operation of a shaft gas turbine // Applied Thermal Engineering. 2016. V. 93. P. 368-376. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2015.09.074

14. Nikpey H., Assadi M., Breuhaus P. Development of an optimized artificial neural network model for combined heat and power micro gas turbines // *Applied Energy*. 2013. V. 108. P. 137-148. DOI: 10.1016/j.apenergy.2013.03.016
15. Ali Lilo M., Latiff L.A., Abu A.B.H., Al Mashhadany Y.I., Ilijan A.K. Gas Turbine bearing and vibration classification of using multi-layer Neural Network // 2015 International Conference on Smart Sensors and Application (ICSSA) (May, 26-28, 2015, Kuala Lumpur, Malaysia). 2015. P. 20-23. DOI: 10.1109/ICSSA.2015.7322503
16. Elman J.L. Finding structure in time // *Cognitive science*. 1990. V. 14, Iss. 2. P. 179-211. DOI: 10.1016/0364-0213(90)90002-E
17. Jordan M.I. Serial order: A parallel distributed processing approach // *Advances in Psychology*. 1997. V. 121. P. 471-495. DOI: 10.1016/s0166-4115(97)80111-2
18. Siegelmann H.T., Horne B.G., Giles C.L. Computational capabilities of recurrent NARX neural networks // *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, Part B (Cybernetics)*. 1997. V. 27, Iss 2. P. 208-215. DOI: 10.1109/3477.558801
19. Hochreiter S., Schmidhuber J. Long short-term memory. Tech. Rep. no. FKI-207-95. Fakultat fur Informatik, Technische Universitat Munchen, 1995.
20. Hochreiter S., Schmidhuber J. Long short-term memory // *Neural Computation*. 1997. V. 9, Iss. 8. P. 1735-1780. DOI: 10.1162/neco.1997.9.8.1735
21. Gers F.A., Schmidhuber J., Cummins F. Learning to forget: continual prediction with LSTM // *Neural Computation*. 2000. V. 12, Iss. 10. P. 2451-2471. DOI: 10.1162/089976600300015015
22. Gers F.A., Schmidhuber J. Recurrent nets that time and count // *Proceedings of the IEEE-INNS-ENNS International Joint Conference on Neural Networks. IJCNN 2000. Neural Computing: New Challenges and Perspectives for the New Millennium (July, 25-27, 2000, Como, Italy)*. 2000. DOI: 10.1109/ijcnn.2000.861302
23. Greff K., Srivastava R.K., Koutnik J., Steunebrink B.R., Schmidhuber J. LSTM: A search space Odyssey // *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*. 2017. V. 28, Iss. 10. P. 2222-2232. DOI: 10.1109/tnnls.2016.2582924

## **GAS TURBINE ENGINE DYNAMIC MODEL BASED ON VARIABLE-MEMORY LSTM ARCHITECTURE**

© 2020

**A. V. Kuznetsov** Postgraduate Student; Department of Power Plant Automatic Systems;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[a.v.kuznetsov91@mail.ru](mailto:a.v.kuznetsov91@mail.ru)

**G. M. Makaryants** Doctor of Science (Engineering), Assistant Professor, Professor of the Department  
of Power Plant Automatic Systems;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[georgy.makaryants@gmail.com](mailto:georgy.makaryants@gmail.com)

The buildup of thermodynamic cycle parameters is the main way to increase gas turbine engine efficiency. However, the growth of engine pressure and temperature ratio leads to the increase in the turbine heat load, which reduces the engine lifetime dramatically. In terms of gas turbine engines, to avoid the engine life loss is a crucial problem especially for small engines, because the limited size of a small gas turbine engine does not allow implementing various measures for nozzle vane cooling. In light of this, the contribution of the turbine heat control is essentially increasing. It places great demands on the accuracy of control over the main engine variables (such as the rotor speed and turbine outlet temperature). The state-of-the-industry gas turbine engines use an on-board engine mathematical model to improve the quality of the control. These models deal with engine processes of short duration and considerable overshooting. For that reason, the model accuracy is the main aspect in the control process. However, the issues of accurate and at the same time resource-saving calculation of rapidly

varying processes of changing the rotor speed and the turbine gas temperature remain under-investigated. In the work, neural network methods were used to model the unsteady modes of a small gas turbine engine. Using the data obtained as a result of firing tests of the JetCat P-60 engine, the engine regression neural network model was created. The main issue that arose during the creation of the model was to describe the dynamics of rapidly varying processes with pronounced overshoot. For this purpose, modification of the architecture of the classical LSTM network was carried out, the essence of which was to add a functional dependence of the exit node on the memory tensor. This allowed us to make the memory size independent of the number of model outputs, thereby increasing the modeling accuracy. The developed architecture was proposed a new name - VMLSTM network. As a result of comparison with the traditional Elman network and the classic LSTM network, the developed VMLSTM network showed the least value of the average error with a comparable number of modifiable model parameters. In addition, unlike the existing neural networks, the developed network demonstrated the ability to simulate turbine outlet gas over-temperature at the moments when the engine operating mode changes. The developed neural network architecture increases the reliability of modeling the dynamics of a small gas turbine engine as an object of control, which in the conditions of economical use of computing resources opens up possibilities of its application in on-board microcomputers.

*Small gas turbine engine; transition process modeling; recurrent neural networks; LSTM with variable memory.*

---

*Citation:* Kuznetsov A.V., Makaryants G.M. Gas turbine engine dynamic model based on variable-memory LSTM architecture. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 2. P. 38-52. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-38-52

## References

1. Gurevich O.S. *Sistemy avtomaticheskogo upravleniya aviatsionnymi GTD: entsiklopedicheskiy spravochnik* [Aviation gas turbine engine control systems: Encyclopedic reference book]. Moscow: Torus Press Publ., 2011. 208 p.
2. Jaw L., Mattingly J. *Aircraft engine controls*. Reston, Va: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2009. 364 p.
3. Gol'berg F.D., Batenin A.V. *Matematicheskie modeli gazoturbinnnykh dvigateley kak ob"ektov upravleniya* [Mathematical models of gas turbine engines as objects of control]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 1999. 79 p.
4. *Integral'nye sistemy avtomaticheskogo upravleniya silovymi ustanovkami samoleta / pod red. A.A. Shevyakova* [Integrated systems for automatic control of aircraft power plants / ed. by A.A. Shevyakov]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1983. 283 p.
5. Shevyakov A.A. *Sistemy avtomaticheskogo upravleniya aviatsionnymi vozdušno-reaktivnymi silovymi ustanovkami* [Automatic control systems for aviation air-breathing propulsion systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1992. 424 p.
6. *Teoriya avtomaticheskogo upravleniya silovymi ustanovkami letatel'nykh apparatov / pod red. A.A. Shevyakova* [Theory of automatic control of aircraft power plants / ed. by A.A. Shevyakov]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1976. 344 p.
7. Badami M., Ferrero M.G., Portoraro A. Dynamic parsimonious model and experimental validation of a gas microturbine at part-load conditions. *Applied Thermal Engineering*. 2015. V. 75. P. 14-23. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2014.10.047
8. Arsalis A. Thermoeconomic modeling and parametric study of hybrid SOFC–gas turbine-steam turbine power plants ranging from 1.5 to 10MWe. *Journal of Power Sources*. 2008. V. 181, Iss. 2. P. 313-326. DOI: 10.1016/j.jpowsour.2007.11.104
9. Akhmedzyanov D.A. Non-stable regimes of aviation GTE. *Vestnik UGATU*. 2006. V. 7, no. 1 (14). P. 36-46. (In Russ.)
10. 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.)

11. Maksimov A.V., Kiselev E.A., Kurgalin S.D., Zuev S.A. Mathematical model describing air flow dynamics in a turbine spirometer. *Proceedings of the Institute for System Programming of the RAS*. 2019. V. 31, no. 1. P. 105-114. (In Russ.). DOI: 10.15514/ISPRAS-2019-31(1)-7
12. Biryukov R.V., Kiselyov Yu.V. Empirical model of the thermal state of rotor bearings and oil system at gas turbine engines. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2016. V. 18, no. 2 (3). P. 848-852. (In Russ.)
13. Asgari H., Chen X.Q., Morini M., Pinelli M., Sainudin R., Spina P.R., Venturini M. NARX models for simulation of the start-up operation of a singleshaft gas turbine. *Applied Thermal Engineering*. 2016. V. 93. P. 368-376. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2015.09.074
14. Nikpey H., Assadi M., Breuhaus P. Development of an optimized artificial neural network model for combined heat and power micro gas turbines. *Applied Energy*. 2013. V. 108. P. 137-148. DOI: 10.1016/j.apenergy.2013.03.016
15. Ali Lilo M., Latiff L.A., Abu A.B.H., Al Mashhadany Y.I., Ilijan A.K. Gas Turbine bearing and vibration classification of using multi-layer Neural Network. *2015 International Conference on Smart Sensors and Application (ICSSA) (May, 26-28, 2015, Kuala Lumpur, Malaysia)*. 2015. P. 20-23. DOI: 10.1109/ICSSA.2015.7322503
16. Elman J.L. Finding structure in time. *Cognitive science*. 1990. V. 14, Iss. 2. P. 179-211. DOI: 10.1016/0364-0213(90)90002-E
17. Jordan M.I. Serial order: A parallel distributed processing approach. *Advances in Psychology*. 1997. V. 121. P. 471-495. DOI: 10.1016/s0166-4115(97)80111-2
18. Siegelmann H.T., Horne B.G., Giles C.L. Computational capabilities of recurrent NARX neural networks. *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, Part B (Cybernetics)*. 1997. V. 27, Iss 2. P. 208-215. DOI: 10.1109/3477.558801
19. Hochreiter S., Schmidhuber J. Long short-term memory. Tech. Rep. no. FKI-207-95. Fakultat fur Informatik, Technische Universitat Munchen, 1995.
20. Hochreiter S., Schmidhuber J. Long short-term memory. *Neural Computation*. 1997. V. 9, Iss. 8. P. 1735-1780. DOI: 10.1162/neco.1997.9.8.1735
21. Gers F.A., Schmidhuber J., Cummins F. Learning to forget: continual prediction with LSTM. *Neural Computation*. 2000. V. 12, Iss. 10. P. 2451-2471. DOI: 10.1162/089976600300015015
22. Gers F.A., Schmidhuber J. Recurrent nets that time and count. *Proceedings of the IEEE-INNS-ENNS International Joint Conference on Neural Networks. IJCNN 2000. Neural Computing: New Challenges and Perspectives for the New Millennium (July, 25-27, 2000, Como, Italy)*. 2000. DOI: 10.1109/ijcnn.2000.861302
23. Greff K., Srivastava R.K., Koutnik J., Steunebrink B.R., Schmidhuber J. LSTM: A search space Odyssey. *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*. 2017. V. 28, Iss. 10. P. 2222-2232. DOI: 10.1109/tnnls.2016.2582924

## МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ ПОРОШКА ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ6

© 2020

- А. В. Агаповичев** старший преподаватель кафедры технологий производства двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [agapovichev5@mail.ru](mailto:agapovichev5@mail.ru)
- А. В. Сотов** кандидат технических наук, научный сотрудник лаборатории «Дизайн материалов и аддитивного производства»; Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого; [sotovanton@yandex.ru](mailto:sotovanton@yandex.ru)
- В. Г. Смелов** кандидат технических наук, доцент кафедры технологий производства двигателей; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [pdla\\_smelov@mail.ru](mailto:pdla_smelov@mail.ru)

Разработана цифровая (конечно-элементная) модель нагрева и плавления слоя металлического порошка в условиях его нагрева лазерным потоком тепла с использованием современного стандартного программного продукта для оценки геометрических параметров ванны расплава, возникающей в процессе воздействия лазерного излучения на слой металлического порошка титанового сплава ВТ6. В модели учитывается скрытая теплота, высвобождаемая при фазовом переходе материала; плавление материала в диапазоне температур солидуса и ликвидуса; излучение и конвекция с поверхности слоя металлического порошка. Установлено, что основной причиной образования пористости в материалах, синтезируемых технологией селективного лазерного сплавления, является образование межслойных дефектов, возникающих из-за недостаточного проплавления между слоями или недостаточного перекрытия между треками. Так глубина ванны расплава должна составлять не менее 1,5 толщины слоя для синтеза плотного материала. Результаты численного моделирования позволили определить диапазон технологических параметров сканирования, при применении которых образуется ванна расплава глубиной более 75 мкм.

*Аддитивные технологии; селективное лазерное сплавление; ванна расплава; математическая модель; модель двойного эллипсоида источника тепла; численное моделирование.*

---

*Цитирование:* Агаповичев А.В., Сотов А.В., Смелов В.Г. Математическое моделирование процесса селективного лазерного сплавления порошка титанового сплава ВТ6 // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 2. С. 53-62. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-53-62

---

### Введение

Создание нового технологического уклада современного производства, имеющего место в настоящее время во всех развитых странах мира, фактически реализуется за счёт применения мощного компьютерного обеспечения систем автоматизированного проектирования и применения новых технологий, к числу которых относится аддитивная технология селективного лазерного сплавления (СЛС) порошковых материалов [1].

Одним из важнейших этапов разработки процессов изготовления деталей технологией СЛС, определяющим механические свойства синтезируемого материала, является выбор рациональных технологических параметров сканирования. Использование рациональных технологических параметров сканирования позволяет изготавливать детали с плотностью, близкой к 100%, и с механическими свойствами, сопоставимыми со

свойствами деталей, полученными с использованием традиционных заготовительных технологий.

Технологические параметры сканирования часто объединяют в один параметр, который называется плотностью энергии  $E$  (Дж/мм<sup>3</sup>) и определяется по формуле:

$$E = \frac{P}{Vht},$$

где  $P$  – мощность лазерного излучения, Вт;  $V$  – скорость сканирования, мм/с;  $h$  – шаг сканирования, мм;  $t$  – толщина сплавляемого слоя.

Этот параметр не имеет физического смысла, а используется для сравнения физико-механических свойств материала, синтезированного при различных технологических параметрах. В настройках аддитивных установок плотность энергии в основном задаётся такими параметрами как мощность лазерного излучения и скорость сканирования. Данные технологические параметры зависят от марки используемого материала, его размеров и формы.

Основной причиной образования пористости в материалах, синтезируемых технологией СЛС, является образование межслойных дефектов, возникающих из-за недостаточного проплавления между слоями или недостаточного перекрытия между треками (рис. 1). Форма и размеры трека напрямую зависят от применяемых технологических параметров сканирования и соответствуют геометрическим параметрам образовавшейся в результате воздействия лазерного излучения ванны расплава. Геометрическими параметрами ванны расплава являются её ширина ( $W$ ) и глубина ( $D$ ).

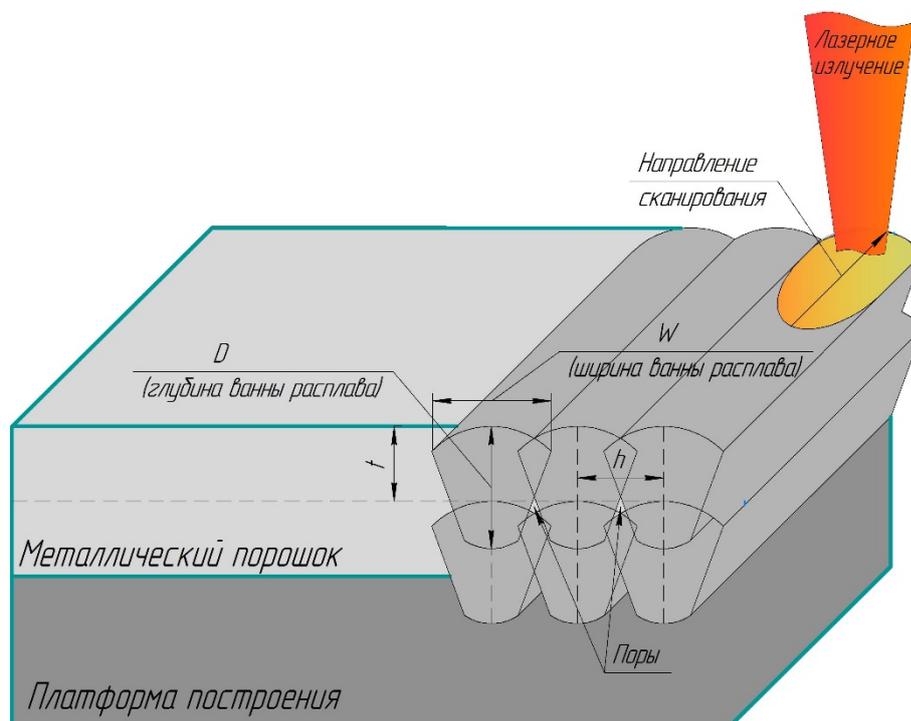


Рис. 1. Параметры сканирования технологии СЛС

Использование технологических параметров, в результате воздействия которых образуется ванна расплава шириной ( $W$ ) меньше, чем шаг сканирования, может привести к возникновению пор. Шаг сканирования рекомендуется выбирать из диапазона 50...100% от ширины ванны расплава.

Также существенное влияние на пористость синтезируемого материала оказывает перекрытие между слоями. С одной стороны, необходимо обеспечивать полное сплавление нового слоя с предыдущим и при этом исключить возможность перехода плавления материала в режим «замочной скважины». При этом режиме лазерный луч локально создаёт температуру, достаточную для испарения материала. Давление испарения, создаваемое в материале, создаёт капилляр с диаметром примерно в 1,5 раза больше, чем фокус лазерного луча. Расплавленный металл протекает вокруг парового капилляра и застывает на обратной стороне. Такой тип ванны расплава очень неустойчив и может разрушаться сам по себе, часто захватывая внутрь газ. Образовавшиеся поры залегают настолько глубоко, что сплавление следующего слоя или даже повторная переплавка текущего не сможет удалить эти поры [2]. Опыт показывает, что глубина ванны расплава ( $D$ ) должна составлять не менее 1,5 толщины слоя ( $t$ ) для синтеза плотного материала [3-5].

### Содержательная модель процесса

В качестве исходного материала при СЛС используются мелкодисперсные металлические порошки. Толщина слоя при использовании аддитивной установки SLM 280<sup>HL</sup> может составлять от 20 до 100 мкм. Следовательно максимальный размер частиц порошка не должен превышать толщину слоя [6]. Из бака, в котором содержится металлический порошок, при помощи шнека металлический порошок порционно подаётся в дозатор (рекоутер). Дозатор, перемещаясь в горизонтальном направлении, доставляет металлический порошок на платформу построения и при помощи силиконового ножа разравнивает его. Излишки металлического порошка попадают в передний и задний баки. После того как слой порошка выровнен, в работу вступает лазер и при помощи системы зеркал выборочно сплавляет металлический порошок. При воздействии лазерного излучения порошок нагревается, а при приложении необходимой энергии плавится, образуя жидкую ванну. Затем жидкая ванна быстро затвердевает, тем самым образуя фрагмент детали. После того как селективное лазерное сканирование текущего слоя закончено, платформа построения при помощи поршня опускается по оси  $Z$  на величину слоя и насыпается новый слой порошка. Процесс является циклическим и повторяется до тех пор, пока изделие не будет полностью закончено (рис. 2).

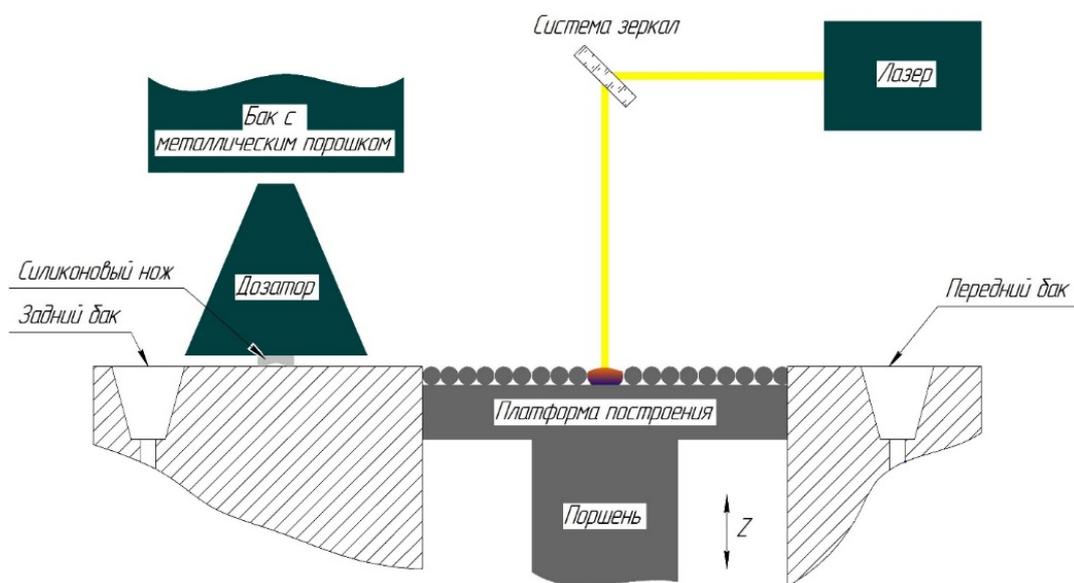


Рис. 2. Принципиальная схема процесса СЛС

Проведено исследование применяемого металлического порошка титанового сплава ВТ6. Результаты исследования показали, что порошковый материал имеет явно выраженную сферическую форму с незначительным количеством включений в виде сателлитов (рис. 3). Гранулометрический состав порошка находится в диапазоне от 5 до 55 мкм.

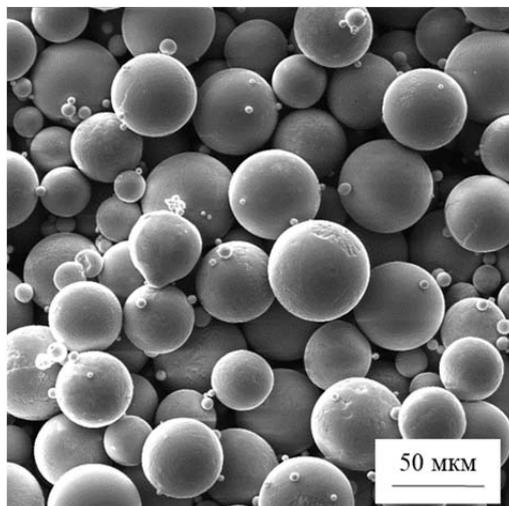


Рис. 3. Микрофотография порошка титанового сплава ВТ6

### **Постановка математической модели процесса**

Постановка математической модели процесса СЛС должна состоять из соответствующего дифференциального уравнения теплопроводности и краевых условий, учитывающих передачу теплоты слою металлического порошка от лазерного излучения и особенности теплообмена слоя металлического порошка с окружающим пространством. Очевидно, что получение достоверных данных о распределении температурных полей в объёме тела при воздействии на него интенсивного лазерного излучения с учётом фазового перехода в диапазоне температур солидуса и ликвидуса может быть решено только численным методом с использованием современных программных продуктов. Поэтому исследование распределения температуры в слое металлического порошка в пределах сплавления одного трека выполнялось с использованием цифровой модели сплавления, разработанной на основе коммерческого программного продукта Simufact Welding компании MSC Software.

Уравнение теплопроводности для определения температуры в изотропном теле, в объёме которого может происходить выделение или поглощение тепла, используемое в программном продукте Simufact Welding, имеет вид [7]:

$$C(T) \frac{dT}{dt} + K(T)T = Q,$$

где  $C(T)$  и  $K(T)$  – зависящие от температуры матрицы теплоёмкости и теплопроводности;  $T$  – узловой вектор температуры;  $Q$  – вектор теплового потока.

Ввод энергии лазерного излучения, который может быть физически описан взаимодействием электромагнитного излучения с порошкообразным, жидким и твёрдым веществом, осуществляется с использованием модели двойного эллипсоида. В настоящее время модель двойного эллипсоида источника тепла является одной из наиболее

широко используемых при моделировании процессов изготовления деталей с использованием лазерного излучения [8]. В модели используется комбинированный источник тепла, состоящий из двух эллипсоидальных источников (рис. 4).

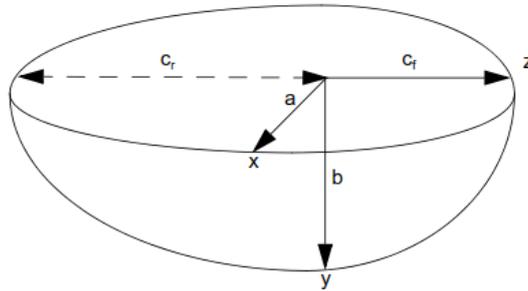


Рис. 4. Двойной эллипсоид Голдака [7]

Для точки  $(x, y, z)$  внутри переднего полуэллипсоида тепловой поток определяется как [7; 9; 10]

$$q_f(x, y, z) = \frac{6\sqrt{3}f_f P}{abc_f \pi \sqrt{\pi}} \exp\left(\frac{-3x^2}{a^2}\right) \exp\left(\frac{-3y^2}{b^2}\right) \exp\left(\frac{-3z^2}{c^2}\right), z \geq 0,$$

для точки внутри заднего полуэллипсоида тепловой поток выражается как

$$q_r(x, y, z) = \frac{6\sqrt{3}f_r P}{abc_r \pi \sqrt{\pi}} \exp\left(\frac{-3x^2}{a^2}\right) \exp\left(\frac{-3y^2}{b^2}\right) \exp\left(\frac{-3z^2}{c^2}\right), z < 0.$$

Здесь  $x, y, z$  – локальные координаты точки относительно движущегося источника тепла;  $a, b, c_f, c_r$  – наборы длин, определяющие передний и задний полуэллипсоиды соответственно;  $P$  – мощность лазерного излучения; коэффициенты пропорции  $f_f, f_r$  описывают распределение энергии в переднем и заднем полуэллипсоидах и определяются как

$$f_f = \frac{2}{(1 + c_r/c_f)}, \quad f_r = \frac{2}{(1 + c_f/c_r)}.$$

В модели учитывается скрытая теплота, высвобождаемая при фазовом переходе материала, путём табличного ввода зависящих от температуры значений теплоёмкости.

Излучение и конвекция представляют собой граничные условия модели и описывают степень потери тепла. Конвекция  $q$  описывает теплопередачу между поверхностью модели и окружающей средой с учётом коэффициента теплопередачи  $H$ , при котором тепло в основном переносится потоком газа [7]:

$$q = H(T_s - T_\infty),$$

где  $q, H, T_s, T_\infty$  – соответственно тепловой поток, коэффициент теплопередачи, неизвестная температура поверхности и температура окружающей среды.

Тепло, излучаемое в процессе СЛС, описывается следующим образом с учётом постоянной Стефана-Больцмана ( $\sigma$ ) и коэффициента излучения для твёрдых тел ( $\varepsilon$ ) [7]:

$$q = \sigma \varepsilon (T_{sa}^4 - T_{\infty a}^4),$$

где  $q$  – тепловой поток;  $T_{sa}$ ,  $T_{\infty a}$  – соответственно неизвестные температуры поверхности и окружающей среды.

### Разработка цифровой модели сплавления

Разработанная трёхмерная цифровая модель (рис. 5) необходима для получения информации о распределении температуры во всех направлениях. Размеры цифровой модели были выбраны исходя из того условия, чтобы внутри модели могло быть установлено стационарное состояние ванны расплава с температурой выше температуры солидуса. Предполагается, что слой металлического порошка является сплошным. В соответствии с результатами гранулометрического анализа состава металлического порошка титанового сплава ВТ6 и технологических настроек аддитивной установки SLM280<sup>HL</sup> толщина слоя принимается равной 50 мкм. Лазерный луч движется по поверхности слоя металлического порошка вдоль оси  $Y$  со скоростью сканирования  $V$ . В качестве конечных элементов используется 8-узловая сетка из элементов-гексаэдров, которая создана в коммерческой САЕ системе MSC Apex. Характерный размер элементов платформы построения составил 15 мкм, порошкового слоя – 10 мкм. Расчётная область состояла из 204222 узлов и 175000 элементов объёма.

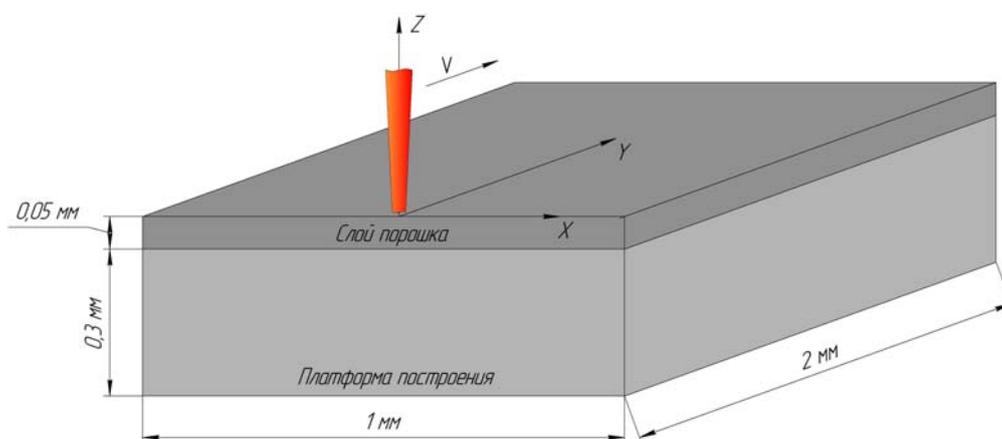


Рис. 5. Цифровая модель сплавления

### Результаты численного моделирования

Распределение температуры в продольном сечении цифровой модели и на её поверхности в различные моменты времени движения лазерного луча представлено на рис. 6.

По результатам моделирования видно, что при использовании технологических параметров (мощность лазерного излучения 100 Вт, скорость сканирования 500 мм/с) в зоне воздействия лазерного излучения формируется область с температурами, превышающими температуру солидуса (для титанового сплава ВТ6 температура солидуса составляет 1590 °С, температура ликвидуса 1650 °С [11]).

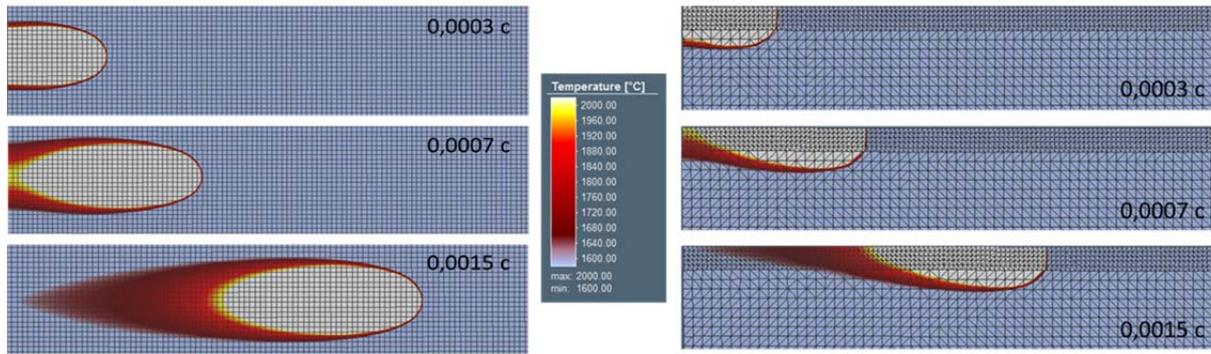


Рис. 6. Распределение температуры в продольном сечении модели в разные моменты времени

Значения геометрических параметров ванны расплава, полученные в результате численного моделирования, соотносятся со значениями, полученными в результате проведения натурных экспериментов [12; 13]. Стоит отметить, что значения геометрических параметров ванны расплава, приведённые в этих источниках, разнятся между собой. Разница в значениях может быть вызвана использованием различных аддитивных установок, использованием платформ построения, изготовленных из различных материалов, и воздействием случайных факторов.

Использование технологических параметров (мощность лазерного излучения 100 Вт, скорость сканирования в диапазоне от 500 до 1000 мм/с) следует признать не-рациональным, так как глубина ванны расплава, образующейся в результате их воздействия, меньше 1,5 слоёв (75 мкм).

Использование других технологических параметров (мощность лазерного излучения 200 ...300 Вт, скорость сканирования 500...1000 мм/с) позволяет получить ванну расплава глубиной более 75 мкм.

### Заключение

Проведено численное моделирование распределения температурных полей в объёме тела при воздействии на него интенсивного лазерного излучения при использовании различных технологических параметров сканирования. Результаты численного исследования диапазона рациональных технологических параметров сканирования позволили определить геометрические параметры ванны расплава для исследуемого материала. Определён диапазон технологических параметров (мощность и скорость сканирования), при которых образуется ванна расплава глубиной более 75 мкм.

Дальнейшие исследования будут направлены на уточнение значений технологических параметров сканирования из установленного диапазона путём исследования и контроля свойств материала в соответствии с ГОСТ Р 57910-2017 «Материалы для аддитивных технологических процессов. Методы контроля и испытаний металлических материалов сырья и продукции».

### **Библиографический список**

1. Богданович В.И., Гиорбелидзе М.Г., Сотов А.В., Проничев Н.Д., Смелов В.Г., Агаповичев А.В. Математическое моделирование процессов плавления порошка в технологии селективного лазерного сплавления // Известия Самарского научного центра РАН. 2017. Т. 19, № 4. С. 105-114.
2. Qiu C., Adkins N.J.E., Hassanin H., Attallah M.M., Essa K. In-situ shelling via selective laser melting: Modelling and microstructural characterisation // Materials & Design. 2015. V. 87. P. 845-853. DOI: 10.1016/j.matdes.2015.08.091
3. Ali H., Ma L., Ghadbeigi H., Mumtaz K. In-situ residual stress reduction, martensitic decomposition and mechanical properties enhancement through high temperature powder bed pre-heating of selective laser melted Ti6Al4V // Materials Science & Engineering: A. 2017. V. 695. P. 211-220. DOI: 10.1016/j.msea.2017.04.033
4. Heeling T., Cloots M., Wegener K. Melt pool simulation for the evaluation of process parameters in selective laser melting // Additive Manufacturing. 2017. V. 14. P. 116-125. DOI: 10.1016/j.addma.2017.02.003
5. Meiners W., Wissenbach K., Poprawe R. Direct generation of metal parts and tools by selective laser powder remelting (SLPR) // International Congress on Applications of Lasers & Electro-Optics. 1998. DOI: 10.2351/1.5059149
6. Kurzynowski T., Chlebus E., Kuźnicka B., Reiner J. Parameters in selective laser melting for processing metallic // High Power Laser Materials Processing: Lasers, Beam Delivery, Diagnostics, and Applications. 2012. V. 8239. DOI: 10.1117/12.907292
7. Marc® 2016. Volume A: Theory and User Information. MSC Software Corporation, 2016. 967 p.
8. Kumar C., Das M., Biswas P. A 3-D finite element analysis of transient temperature profile of laser welded Ti-6Al-4V alloy // Lasers Based Manufacturing. 2015. P. 421-440. DOI: 10.1007/978-81-322-2352-8\_21
9. Goldak J., Chakravarti A., Bibby M. A new finite element model for welding heat sources // Metallurgical Transactions B. 1984. V. 15, Iss. 2. P. 299-305. DOI: 10.1007/BF02667333
10. Zinovieva O., Zinoviev A., Ploshikhin V. Three-dimensional modeling of the microstructure evolution during metal additive manufacturing // Computational Materials Science. 2018. V. 141. P. 207-220. DOI: 10.1016/j.commatsci.2017.09.018
11. Илларионов А.Г., Попов А.А. Технологические и эксплуатационные свойства титановых сплавов: учебное пособие. Екатеринбург: Уральский федеральный университет, 2014. 137 с.
12. Gong H., Gu H., Zeng K., Dilip J.J.S., Pal D., Stucker B., Christiansen D., Beuth J., Lewandowski J. Melt pool characterization for selective laser melting of Ti-6Al-4V pre-alloyed powder // 25th Annual International Solid Freeform Fabrication Symposium (August, 4-6, 2014, Austin, USA).
13. Dilip J.J.S., Zhang S., Teng C., Zeng K., Robinson C., Pal D., Stucker B. Influence of processing parameters on the evolution of melt pool, porosity, and microstructures in Ti-6Al-4V alloy parts fabricated by selective laser melting // Progress in Additive Manufacturing. 2017. V. 2, Iss. 3. P. 157-167. DOI: 10.1007/s40964-017-0030-2

## MATHEMATICAL MODELING OF THE PROCESS OF SELECTIVE LASER MELTING OF Ti-6Al-4V TITANIUM ALLOY POWDER

© 2020

- A. V. Agapovichev** Senior Lecturer of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [agapovichev5@mail.ru](mailto:agapovichev5@mail.ru)
- A. V. Sotov** Candidate of Science (Engineering), Researcher at the Design of Materials and Additive Manufacturing Laboratory; Peter the Great Saint Petersburg Polytechnic University, Saint Petersburg, Russian Federation; [sotovanton@yandex.ru](mailto:sotovanton@yandex.ru)
- V. G. Smelov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Engine Production Technology; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [pdla\\_smelov@mail.ru](mailto:pdla_smelov@mail.ru)

A digital (finite element) model has been developed for heating and melting of a layer of metal powder under conditions of its heating by a laser heat flux using a modern standard software product for assessing the geometric parameters of a molten bath brought about by the action of laser radiation on a layer of Ti-6Al-4V titanium alloy metal powder. The model takes into account latent heat released during the phase transition of the material; melting of the material in the temperature range of solidus and liquidus; radiation and convection from the surface of a layer of metal powder. It has been established that the formation of interlayer defects arising from inadequate penetration between layers or insufficient overlap between tracks is the main reason for the formation of porosity in materials synthesized by selective laser melting technology. So the depth of the molten bath should be at least 1.5 of the layer thickness for the synthesis of dense material. The results of numerical simulations made it possible to determine the range of technological scanning parameters upon application of which a melt pool with a depth of more than 75  $\mu\text{m}$  is formed.

*Additive technologies; selective laser melting; melt pool; mathematical model; double ellipsoid model of a heat source; numerical simulation.*

---

*Citation:* Agapovichev A.V., Sotov A.V., Smelov V.G. Mathematical modeling of the process of selective laser melting of Ti-6Al-4V titanium alloy powder. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 2. P. 53-62. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-53-62

### References

1. Bogdanovich V.I., Giorbelidze M.G., Sotov A.V., Pronichev N.D., Smelov V.G., Agapovichev A.V. Mathematical modeling of powder melting process in selective laser melting technology. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2017. V. 19, no. 4. P. 105-114. (In Russ.)
2. Qiu C., Adkins N.J.E., Hassanin H., Attallah M.M., Essa K. In-situ shelling via selective laser melting: Modelling and microstructural characterization. *Materials & Design*. 2015. V. 87. P. 845-853. DOI: 10.1016/j.matdes.2015.08.091
3. Ali H., Ma L., Ghadbeigi H., Mumtaz K. In-situ residual stress reduction, martensitic decomposition and mechanical properties enhancement through high temperature powder bed pre-heating of selective laser melted Ti6Al4V. *Materials Science & Engineering: A*. 2017. V. 695. P. 211-220. DOI: 10.1016/j.msea.2017.04.033
4. Heeling T., Cloots M., Wegener K. Melt pool simulation for the evaluation of process parameters in selective laser melting. *Additive Manufacturing*. 2017. V. 14. P. 116-125. DOI: 10.1016/j.addma.2017.02.003

5. Meiners W., Wissenbach K., Poprawe R. Direct generation of metal parts and tools by selective laser powder remelting (SLPR). *International Congress on Applications of Lasers & Electro-Optics*. 1998. DOI: 10.2351/1.5059149

6 Kurzynowski T., Chlebus E., Kuźnicka B., Reiner J. Parameters in selective laser melting for processing metallic. *High Power Laser Materials Processing: Lasers, Beam Delivery, Diagnostics, and Applications*. 2012. V. 8239. DOI: 10.1117/12.907292

7. Marc® 2016. Volume A: Theory and User Information. MSC Software Corporation, 2016. 967 p.

8. Kumar C., Das M., Biswas P. A 3-D finite element analysis of transient temperature profile of laser welded Ti-6Al-4V alloy. *Lasers Based Manufacturing*. 2015. P. 421-440. DOI: 10.1007/978-81-322-2352-8\_21

9. Goldak J., Chakravarti A., Bibby M. A new finite element model for welding heat sources. *Metallurgical Transactions B*. 1984. V. 15, Iss. 2. P. 299-305. DOI: 10.1007/BF02667333

10. Zinovieva O., Zinoviev A., Ploshikhin V. Three-dimensional modeling of the microstructure evolution during metal additive manufacturing. *Computational Materials Science*. 2018. V. 141. P. 207-220. DOI: 10.1016/j.commatsci.2017.09.018.

11. Illarionov A.G., Popov A.A. *Tekhnologicheskie i ekspluatatsionnye svoystva titanovykh splavov: uchebnoe posobie* [Fabrication and performance characteristics of titanium alloys: training manual]. Ekaterinburg: Ural Federal University Publ., 2014. 137 p.

12. Gong H., Gu H., Zeng K., Dilip J.J.S., Pal D., Stucker B., Christiansen D., Beuth J., Lewandowski J. Melt pool characterization for selective laser melting of Ti-6Al-4V pre-alloyed powder. *25th Annual International Solid Freeform Fabrication Symposium (August, 4-6, 2014, Austin, USA)*.

13. Dilip J.J.S., Zhang S., Teng C., Zeng K., Robinson C., Pal D., Stucker B. Influence of processing parameters on the evolution of melt pool, porosity, and microstructures in Ti-6Al-4V alloy parts fabricated by selective laser melting. *Progress in Additive Manufacturing*. 2017. V. 2, Iss. 3. P. 157-167. DOI: 10.1007/s40964-017-0030-2

## ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ МНОГОСЛОЙНОГО МНОГОПРОЛЁТНОГО ГОФРИРОВАННОГО ПАКЕТА

© 2020

**Р. И. Алкеев** доцент кафедры инженерной графики;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[wild\\_cat\\_ruru@mail.ru](mailto:wild_cat_ruru@mail.ru)

**В. И. Сусликов** кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции  
и проектирования двигателей летательных аппаратов;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[suslikov\\_v\\_i@yandex.ru](mailto:suslikov_v_i@yandex.ru)

**И. Д. Эскин** кандидат технических наук, доцент кафедры инженерной графики;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[Izold.eskinid@mail.ru](mailto:Izold.eskinid@mail.ru)

Методом конечных элементов с использованием объёмной модели (3D-модели) деформации пакета редактора «Ansys» выполнено решение задачи о циклическом сжатии многослойного многопролётного гофрированного пакета с учётом его пластической деформации, сложного закона её распространения и взаимных упругих проскальзываний с сухим трением по вершинам гофров и в локальных областях в вершинах гофров по лентам пакета, справедливое для любой геометрической формы гофра. Это решение можно рассматривать как вторую часть общей сложной нелинейной задачи о циклическом сжатии многослойного многопролётного гофрированного пакета с сухим трением на контактных поверхностях. Полученное решение позволяет построить любые процессы загрузки в поле упругогистерезисных петель пакета. Проведено сравнение упругофрикционных характеристик пакета, полученных расчётом, с экспериментальными, показавшее их хорошее совпадение. Исследовано влияние параметров гофрированного пакета на его упругофрикционные характеристики. Определён ряд свойств пакета, позволивших сделать выводы и сформулировать рекомендации, позволяющие почти во всех случаях практического использования гофрированных пакетов определиться с числом лент пакета, требуемой точностью изготовления гофров его лент, выбором геометрической формы гофров. Полученное решение может быть использовано для определения эффективности бамперного и пенальных защитных устройств при краш-испытаниях автомобиля на фронтальный и боковой удары и определения расчётным подбором оптимальных параметров этих устройств. Отдельные результаты и рекомендации работы могут быть полезными для расчётного подбора параметров демпфирующих элементов блисков, пустотелых широкохордовых лопаток вентиляторов авиационных газотурбинных двигателей, кольцевых демпферов опор роторов ракетных двигателей, демпфирующие элементы которых выполнены в виде многослойных многопролётных гофрированных пакетов.

*Многослойный многопролётный гофрированный пакет; циклическое сжатие; пластические деформации; метод конечных элементов.*

---

*Цитирование:* Алкеев Р.И., Сусликов В.И., Эскин И.Д. Исследование свойств многослойного многопролётного гофрированного пакета // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 2. С. 63-72. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-63-72

### Введение

В статье продолжено исследование [1 – 4] упругофрикционных и прочностных характеристик многослойных многопролётных гофрированных пакетов. Методом конечных элементов (МКЭ) с использованием объёмной модели (3D-модели) деформации пакета редактора «Ansys» выполнено решение задачи о циклическом сжатии многослойного многопролётного гофрированного пакета с учётом его пластической дефор-

мации, сложного закона её распространения и взаимных упругих проскальзываний с сухим трением по вершинам гофров и в локальных областях в вершинах гофров по лентам пакета, справедливое для любой геометрической формы гофра. Полученное решение позволяет построить любые процессы загрузки в поле упругогистерезисных петель пакета.

Многослойные многопролётные гофрированные пакеты благодаря их высокой демпфирующей способности применяются в технике в качестве демпфирующих устройств. Так кольцевые многослойные многопролётные гофрированные пакеты используются в качестве демпферов опор роторов в авиационных газотурбинных двигателях (ГТД) НК8, НК8-4, НК22, НК144, турбонасосных агрегатах (ТНА) ракетных двигателей [5], в качестве разгрузочного устройства демпферов опор роторов авиационных ГТД [6]. В газотурбинных двигателях применяются пакеты кольцевых лент в опорах трубопроводов [7] для снижения их вибраций. В последнее время появились патенты РФ на конструкции блисков роторов компрессоров ГТД с оригинальными конструкциями демпферов [8] для гашения вибраций их рабочих лопаток и длинных пустотелых широкохордых лопаток вентиляторов авиационных двухконтурных турбореактивных двигателей (ДТРД), в которых использованы кольцевые многослойные многопролётные гофрированные пакеты, и на конструкции длинных пустотелых широкохордых лопаток вентиляторов авиационных ДТРД с демпфером в виде многослойных многопролётных гофрированных пакетов [9], а также на бамперные и пенальные устройства с многопролётными пакетами гофрированных лент, защищающие автомобили, водителя и пассажиров при аварии [10 – 14]. Многослойные гофрированные пакеты применяются также в качестве упругих элементов, создающих сдвливающую нагрузку между слоями рессор [15; 16].

Результаты исследования могут быть использованы для создания методик расчёта этих устройств как многоразового действия, работающих в области упругих деформаций, так и однократного действия, работающих как в области упругих, так и пластических деформаций.

### Многослойный многопролётный гофрированный пакет

В расчётном исследовании циклического сжатия многослойного многопролётного гофрированного пакета использовалась объёмная (3D) расчётная модель пакета (рис. 1). Модель можно использовать для определения упругопластической и фрикционной характеристики (УПФХ) и прочностной характеристики пакета заданной ширины  $b$ .

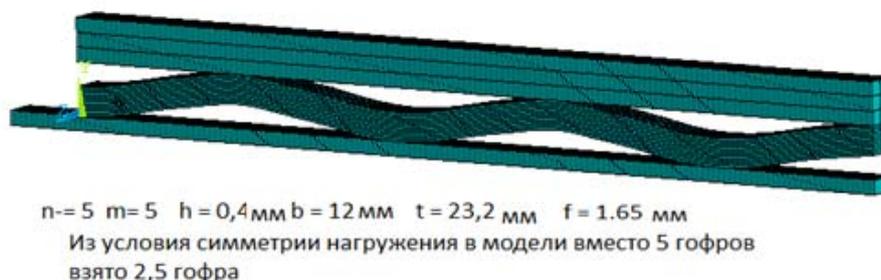


Рис. 1. Расчётная объёмная 3D-модель многослойного многопролётного гофрированного пакета

Распространение пластических деформаций и упругих взаимных проскальзываний лент друг относительно друга и плит при циклическом сжатии многослойного многопролётного гофрированного пакета в первичном и повторных процессах нагружения описано в [4].

В первичном нагрузочном процессе пакет деформируется в полностью расслоённом состоянии. Условия в любом  $i$ -м контакте в  $j$ -м сечении пакета в этом процессе определяются как

$$F_{nij} = K_{nij}u_{nij}; F_{tij} = K_{tij}u_{tij} = \mu K_{nij}u_{nij} \text{ при } u_{nij} \leq 0,$$

где  $F_{nij}$  – нормальная контактная сила;  $K_{nij}$  – нормальная контактная жёсткость;  $u_{nij}$  – нормальная деформация контакта;  $F_{tij}$  – касательная контактная сила;  $K_{tij}$  – касательная контактная жёсткость;  $u_{tij}$  – касательная деформация контакта в этом контакте.

На первом этапе любого повторного разгрузочного или нагрузочного процесса пакет деформируется как чисто упругий многопролётный многослойный пакет с заделанными вершинами, с «слипшимися» контактами, в которых  $F_{nij} \neq 0$ . Условие «слипания» в любом  $i$ -м контакте в  $j$ -м сечении пакета в этом процессе определяется как

$$|F_{tij}| = |K_{tij} u_{tij}| < |\mu K_{nij} u_{nij}|.$$

Первый этап и любой  $k$ -й этап процесса закончится, когда согласно описанной выше программе распространения расслоений в  $i$ -м контакте выполнится условие:

$$|F_{tij}| = |K_{tij} u_{tij}| = |\mu K_{nij} u_{nij}|.$$

Это условие расслоения  $i$ -го контакта будет выполняться до конца повторного процесса, а сам контакт до конца этого процесса (любой процесс деформирования пакета заканчивается, когда приращение деформации  $\Delta u$  сменит знак) будет деформироваться расслоённым.

Сравнение результатов расчёта многослойного многопролётного гофрированного пакета, расчётная 3D-модель которого представлена на рис. 1, с результатами эксперимента (рис. 2) показало их достаточно хорошее совпадение.

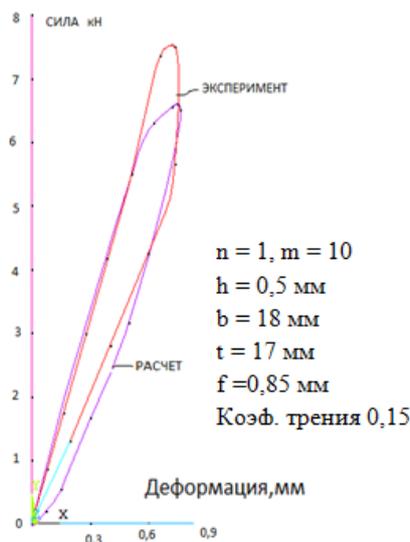


Рис. 2. Сравнение результатов расчёта и эксперимента

Исследовалось влияние увеличения числа гофров  $t$  и лент  $n$  в гофрированном пакете на его упругофрикционную характеристику (УФХ) (рис. 3, 4). Оценка этих влияний производилась при одинаковых других параметрах, оказывающих влияние на УФХ пакетов.

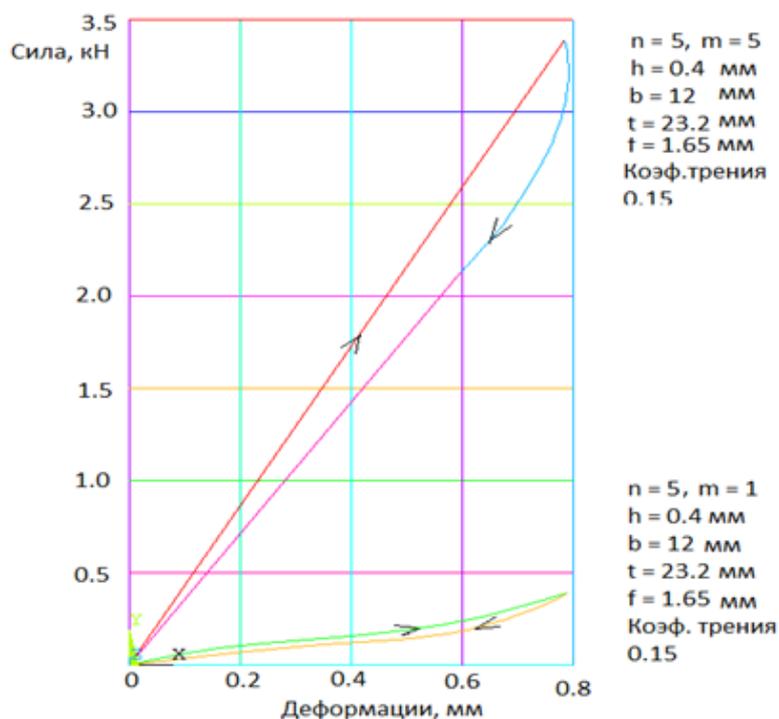


Рис. 3. Влияние увеличения числа гофров  $t$  пакета на УФХ

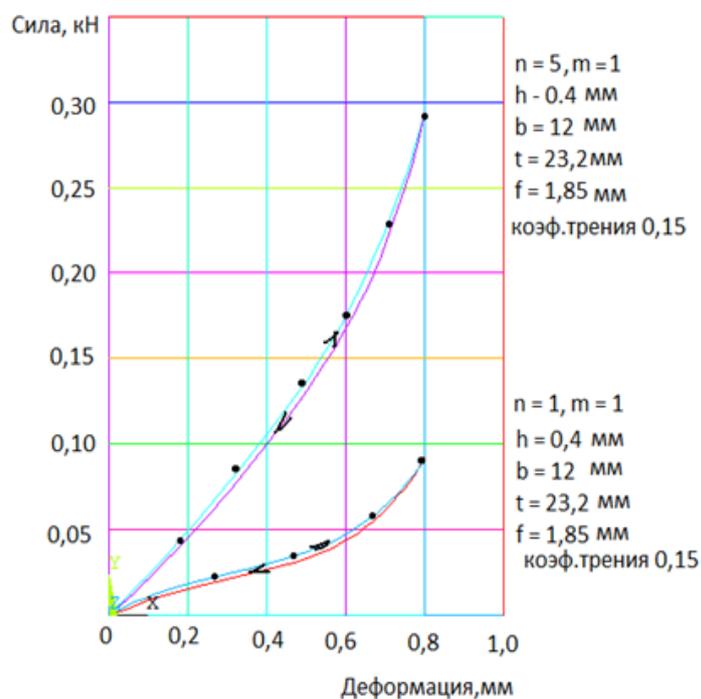


Рис. 4. Влияние увеличения числа лент  $n$  пакета на УФХ

Из рис. 3 видно, что увеличение числа гофров  $t$  в пакете с одного до пяти увеличивает среднециклическую жёсткость пакета и величину рассеянной за цикл нагружения энергии примерно в 9,5 раза, а увеличение числа лент в пакете  $n$  (рис. 4) с одной до пяти – всего лишь в 3,2 раза. Следовательно увеличение числа гофров в разы интенсив-

нее влияет на УФХ пакета, чем увеличение числа лент. Одной из существенных физических причин такой разницы во влиянии этих параметров является то, что величина взаимного упругого проскальзывания каждой следующей вершины гофра относительно плиты определяется как сумма проскальзываний собственно этой вершины при сжатии гофра и суммы проскальзываний предыдущих вершин, расположенных в направлении к заданному концу. Суммарное взаимное проскальзывание всех лент в этом сечении равно сумме взаимных проскальзываний в контактах лент в этой вершине гофра. Оно при конструктивных значениях параметров  $m, n, f/t$ , по нашим оценкам, в 4 – 5 и более раз меньше взаимного проскальзывания этой вершины по плите. Кроме того, сила трения, совершающая работу на этом проскальзывании, приблизительно в два раза больше среднего значения сил трения, действующих в этом сечении на одну ленту из каждой пары контактирующих лент. Произведение этого среднего значения сил трения на суммарное значение упругих взаимных проскальзываний лент в этом сечении равно работе сил сухого трения на этих взаимных проскальзываниях лент относительно друг друга. Отсюда можно сделать вывод, что при циклическом сжатии многопролётного многослойного гофрированного пакета при конструктивном значении параметров  $m, n, f/t$  (в работе рассматриваются только пакеты с пологими гофрами) энергия, рассеиваемая на границах пакета за счёт работы сил сухого трения на проскальзываниях вершин гофров пакета относительно плит, составляет 85 – 90 % и более полной энергии, рассеянной пакетом.

На этом качестве пакета и основывается предложение изготавливать демпфер или его демпфирующий элемент в виде однослойного или двухслойного, или трёхслойного многопролётного гофрированного пакета. Благодаря указанному качеству толщину ленты или лент  $h$  пакета можно расчётом подобрать так, что его УФХ (зависимости среднециклической жёсткости и величины рассеянной циклической энергии от деформации сжатия пакета  $y$ ) будут примерно такими же, как у многослойного с большим конструктивным числом лент  $n$  (например,  $n = 10 \div 20$ ) с такими же параметрами  $m, t, f, b$  и  $\mu$  с такими же свойствами материала лент.

Отметим следующее:

Во-первых, габаритный размер многопролётного пакета – его толщина  $H = h$  или  $(2 \div 3)h$  и масса будут в разы меньше, чем у многослойного пакета. Либо в тех же габаритных размерах демпфера, например бамперного защитного устройства автомобиля, можно разместить большее количество последовательно соединённых пакетов. При этом величина энергии, рассеянной устройством при ударе, увеличится в  $k = n_{\text{п}}/n_{\text{пм}}$  раз. Здесь  $n_{\text{п}}$  – число пакетов в бамперном устройстве при  $n = 1 \div 3$  ленте в пакете,  $n_{\text{пм}}$  – число многослойных пакетов в бамперном устройстве.

Во-вторых, у многопролётного пакета, по сравнению с многослойным пакетом, технологически гораздо проще обеспечить отсутствие зазоров в вершинах гофров между лентами пакета (при  $n = 2 \div 3$ ) или допустимую их величину изготовлением пакета (сразу всех лент пакета) холодной штамповкой и при необходимости после нанесения износостойкого покрытия на ленты выполнением финишной холодной штамповки пакета.

Отметим, что применение многослойных многопролётных гофрированных пакетов вместо пакетов с небольшим числом лент ( $n = 1 \div 3$ ) может оказаться целесообразным в демпфирующих устройствах многократного использования, когда при применении пакетов ( $n = 1 \div 3$ ) их прочностная характеристика окажется неудовлетворительной.

## Заключение

1. Получено общее решение задачи о циклическом сжатии между двумя параллельными жёсткими плитами многопролётного многослойного гофрированного пакета ( $m = 1 \div m$ ,  $n = 1 \div n$ ) с сухим трением на его контактных поверхностях с учётом пластических деформаций, геометрической формы гофра, отсутствия или наличия зазоров между лентами пакета. Решение позволяет определять УФХ пакета (построить любой процесс нагружения в поле упругогистерезисных петель пакета) и определить прочностную характеристику пакета.

2. Показано хорошее совпадение результатов расчёта с экспериментальными данными.

3. Проведено расчётное исследование влияния геометрической формы гофра на его жесткостную характеристику. Показано, что при одних и тех же значениях геометрических параметров гофров ( $m = 1, n = 1$ )  $h, b, t, f$ , изготовленных из одной и той же ленты с одним и тем же коэффициентом трения  $\mu$ , разница в жёсткостях между гофром с прямыми склонами с вершиной, очерченной по радиусу (гофр с наибольшей жёсткостью), и гофром, описанным косинусным законом (гофр с наименьшей жёсткостью), может составлять 30% и более. Следовательно влияние геометрической формы гофра на его жесткостную характеристику может быть весьма значительным.

4. Решение задачи выполнено с достоверным учётом сложных реально протекающих при циклическом сжатии гофрированного пакета процессов постепенного расширения пластических деформаций и взаимных упругих проскальзываний с сухим трением по лентам (слоям) и вершинам гофров пакета. Показано, что эффект суммирования воздействия сил сухого трения в направлении к заделанному концу пакета оказывает сильное влияние на его УФХ: повышает среднециклическую жёсткость пакета и величину рассеянной энергии, интенсивно растёт с ростом числа гофров пакета  $m$ . При числе гофров  $m \geq 10$  неучёт этого эффекта приводит к неприемлемым (в несколько сотен процентов) ошибкам в величинах этих параметров.

5. Проведённое исследование влияния наличия зазоров между лентами в вершинах гофров показало сильное влияние величины этих зазоров на УФХ пакета. При равномерном распределении зазоров между лентами в пакете ( $m = 1, n = 5$ ) наличие суммарного зазора в 12% от выгиба  $f$  гофров пакета снизило жёсткость и величину рассеянной энергии по сравнению с аналогичным пакетом, но без зазоров между лентами, в 2,4 раза. Следовательно при изготовлении пакетов для обеспечения стабильности их УФХ и прочностной характеристики в партии изделий необходимо предъявлять высокие требования к обеспечению допустимой величины этих зазоров или их отсутствия. Для этого предлагается в технологию изготовления пакета ввести финишную холодную штамповку пакета, окончательно собранного из лент, покрытых износостойким материалом.

6. Полученное решение задачи о циклическом сжатии однослойного и многослойного многопролётного гофрированного пакета может быть использовано для расчёта параметров бамперного и пенальных защитных устройств автомобиля и определения процессов нагружения автомобиля с этими устройствами при краш-испытаниях на фронтальный и боковой удары, для расчёта сдвливающей нагрузки между слоями ресурсы.

7. Предложено в бамперных защитных устройствах и в демпферах опор роторов ТНА применять вместо многослойных многопролётных гофрированных пакетов аналогичные многопролётные гофрированные пакеты, собранные из  $n = 1 \div 3$  лент. Показано, что пакеты с  $n = 1 \div 3$  лент при толщине их лент  $h = h_m \sqrt[3]{n_m}$  ( $h_m$  – толщина ленты мно-

гослойного пакета,  $n_m$  – число лент многослойного пакета) и прочих параметрах, одинаковых с аналогичными параметрами многослойного пакета, имеют примерно такие же УФХ, как и многослойные пакеты, и при этом имеют ряд важных преимуществ.

### Библиографический список

1. Кондрашов Н.С. Упругофрикционные характеристики демпферов с гофрированными лентами // В сб.: «Вибрационная прочность и надёжность двигателей и систем летательных аппаратов». Вып. 51. Куйбышев: КуАИ, 1972. С. 45-62.

2. Эскин И.Д., Алкеев Р.И., Иващенко В.И. Циклическое сжатие многослойного многопролётного гофрированного пакета // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 1 (39). С. 178-191. DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-1(39)-178-191

3. Эскин И.Д., Алкеев Р.И., Иващенко В.И. Экспериментальные и расчётные исследования моделей циклического сжатия многослойного многопролётного гофрированного пакета // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 1 (39). С. 192-200. DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-1(39)-192-200

4. Алкеев Р.И., Сусликов В.И., Эскин И.Д. Циклическое сжатие многослойного многопролётного гофрированного пакета с учётом пластической деформации его лент // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 106-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-106-117

5. Пономарев Ю.К., Проничев Ю.Н., Чегодаев Д.Е., Вершигоров В.М., Кирилин А.Н. Многослойные демпферы двигателей летательных аппаратов. Самара: СГАУ, 1998. 234 с.

6. Иващенко В.И., Эскин И.Д. Методика расчёта разгрузочного устройства для демпферов опор роторов // В сб.: «Вибрационная прочность и надёжность двигателей и систем летательных аппаратов». Куйбышев: КуАИ, 1985. С. 39-45.

7. Мальтеев М.А., Пономарев Ю.К. Методология определения упругодиссипативных характеристик опор трубопроводов с многослойными пакетами // В сб.: «Надёжность механических систем». Самара: СГТУ, 1995. С. 146.

8. Эскин И.Д., Ермаков А.И., Гаршин Е.А. Ротор компрессора авиационного газотурбинного двигателя со спаркой блисков и спаркой блиска с «классическим» рабочим колесом и со спаркой «классического» рабочего колеса с рабочим колесом с четвертой по шестую ступень с устройствами демпфирования колебаний рабочих лопаток этих блисков и рабочих колёс, ротор вентилятора и ротор бустера с устройством демпфирования колебаний рабочих широкохордных лопаток вентилятора, способ сборки спарки с демпфирующим устройством: патент РФ № 2665789; опубл. 04.09.2018; бюл. № 25.

9. Эскин И.Д., Ермаков А.И. Длинная пустотелая широкохордная лопатка вентилятора и способ её изготовления: патент РФ № 2626523; опубл. 28.07.2017; бюл. № 22.

10. Эскин И.Д., Сусликов В.И., Алкеев Р.И. Бамперное устройство автомобиля: патент РФ № 2506177; опубл. 10.02.2014; бюл. № 4.

11. Эскин И.Д., Алкеев Р.И., Сусликов В.И. Бамперное защитное устройство для легковых автомобилей и способ изготовления его упругогистерезисного элемента: патент РФ № 2559675, опубл. 10.08.2015; бюл. № 22.

12. Эскин И.Д., Храмова А.А., Сусликов В.И. Бамперное защитное устройство автомобиля: патент РФ № 2478052; опубл. 27.03.2013; бюл. № 9.

13. Эскин И.Д., Алкеев Р.И. Защитное устройство, повышающее безопасность водителя и пассажиров при аварии автомобиля: патент РФ № 78463; опубл. 27.11.2008.

14. Эскин И.Д., Алкеев Р.И. Пенальное защитное устройство для повышения безопасности водителя и пассажиров при аварии автомобиля: патент РФ № 82171; опубл. 20.04.2009.

15. Эскин И.Д. Исследование обобщённых упругофрикционных характеристик демпферов и амортизаторов авиационных двигателей. Дис. ... канд. техн. наук. Куйбышев, 1973. 315 с.

16. Эскин И.Д., Ермаков А.И. Пустотелая широкохордая лопатка вентилятора. Способ её изготовления: патент РФ № 2622682; опубл. 19.06.2017; бюл. № 17.

## PROPERTIES OF A MULTI-LAYER MULTI-SPAN CORRUGATED PACKAGE

© 2020

**R. I. Alkeev** Associate Professor of the Department of Engineering Graphics;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[wild\\_cat\\_ruru@mail.ru](mailto:wild_cat_ruru@mail.ru)

**V. I. Suslikov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department  
of Aircraft Engine Design and Construction;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[suslikov\\_v\\_i@yandex.ru](mailto:suslikov_v_i@yandex.ru)

**I. D. Eskin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department  
of Aircraft Engine Design and Construction;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[eskinid\\_33@mail.ru](mailto:eskinid_33@mail.ru)

In this article we deal with the problem of cyclic compression of a multilayer multi-span corrugated package by using the finite element method (FEM) and a three-dimensional model (3-D model) of deformation in Ansys. We take into account plastic deformation of the package, as well as the complex law of its propagation and mutual elastic slippage with dry friction over tops of corrugation and in local regions at the tops of corrugation along the package tapes, valid for any geometrical shape of corrugation. This solution can be considered as the second part of the general complex nonlinear problem of cyclic compression of a multilayer multi-span corrugated package with dry friction on contact surfaces. The solution obtained makes it possible to construct any loading processes in the field of elastic-hysteresis package loops. The comparison of elastic-frictional characteristics of the package (EFCs) obtained by calculation and the experimental ones showed their good agreement. The influence of the corrugated package parameters on its EFCs was studied. A number of properties of the package were determined allowing us to draw conclusions and formulate recommendations that make it possible to define the number of package tapes, the required accuracy in the manufacture of corrugations of its tapes, and the choice of the geometric shape of corrugations in almost all cases of practical use of corrugated packages. The solution obtained can be used to determine the effectiveness of a bumper and other protective devices during crash tests of a car for frontal and side impacts and to determine the optimal parameters of these devices by calculating. Certain results and recommendations of this paper can be useful for the calculation of parameters of damping elements of a blisk, hollow wide-chord blades of aircraft GTE fans, ring dampers of rocket engine rotors, as their damping elements are made in the form of multilayer, multi-span corrugated packages.

*Multilayer multi-span corrugated package; cyclic compression; plastic deformation; finite element method.*

---

*Citation:* Alkeev R.I., Suslikov V.I., Eskin I.D. Properties of a multi-layer multi-span corrugated package. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 2. P. 63-72. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-63-72

## References

1. Kondrashov N.S. Uprugofriksionnye kharakteristiki dempferov s gofirovannymi lentami. *V sb.: «Vibratsionnaya prochnost' i nadezhnost' dvigateley i sistem letatel'nykh apparatov»*. Vyp. 51. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1972. P. 45-62. (In Russ.)
2. Eskin I.D., Alkeev R.I., Ivaschenko V.I. Cyclic compression of a multilayer multispans laminated package of corrugated sheets. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 1 (39). P. 178-191. (In Russ.). DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-1(39)-178-191
3. Eskin I.D., Alkeev R.I., Ivashchenko V.I. Experimental and design analysis of models of cyclic compression for a multilayer multispans package of corrugated sheets. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 1 (39). P. 192-200. (In Russ.). DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-1(39)-192-200
4. Alkeev R.I., Suslikov V.I., Eskin I.D. Cyclic compression of a multi-layer multi-span corrugated package with plastic deformation of its tapes. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 106-117. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-106-117
5. Ponomarev Yu.K., Pronichev Yu.N., Chegodaev D.E., Vershigorov V.M., Kirilin A.N. *Mnogosloynnye dempfery dvigateley letatel'nykh apparatov* [Multilayer dampers of aircraft engines]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 1998. 234 p.
6. Ivashchenko V.I., Eskin I.D. Metodika rascheta razgruzochnogo ustroystva dlya dempferov opor rotorov. *V sb.: «Vibratsionnaya prochnost' i nadezhnost' dvigateley i sistem letatel'nykh apparatov»*. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1985. P. 39-45. (In Russ.)
7. Mal'teev M.A., Ponomarev Yu.K. Metodologiya opredeleniya uprugodissipativnykh kharakteristik opor truboprovodov s mnogosloynnymi paketami. *V sb.: «Nadezhnost' mekhanicheskikh sistem»*. Samara: Samara State Technical University Publ., 1995. P. 146. (In Russ.)
8. Eskin I.D., Ermakov A.I., Garshin E.A. *Rotor kompressora aviatsionnogo gazoturbinnogo dvigatelya so sparkoy bliskov i sparkoy bliska s «klassicheskim» rabochim kolesom i so sparkoy «klassicheskogo» rabocheho kolesa s rabochim kolesom s chetvertoy po shestuyu stupen' s ustroystvami dempfirovaniya kolebaniy rabochikh lopatok etikh bliskov i rabochikh koles, rotor ventilyatora i rotor bustera s ustroystvom dempfirovaniya kolebaniy rabochikh shirokokhordnykh lopatok ventilyatora, sposob sborki sparki s dempfiruyushchim ustroystvom* [Rotor of aircraft gas-turbine engine compressor with twin of blisks and twin of blisk with classic impeller and with twin of classic impeller with impeller with fourth-to-sixth stage with devices for damping vibrations of workers of these clips and impellers, fan rotor and booster rotor with device for damping of vibrations of working wide chord blades of fan, twin assembly method with damper device]. Patent RF, no. 2665789, 2018. (Publ. 04.09.2018, bull. no. 25)
9. Eskin I.D., Ermakov A.I. *Dlinnaya pustotelaya shirokokhordnaya lopatka ventilyatora i sposob ee izgotovleniya* [Long hollow wide chord fan blade and method of its manufacture]. Patent RF, no. 2626523, 2017. (Publ. 28.07.2017, bull. no. 22)
10. Eskin I.D., Suslikov V.I., Alkeev R.I. *Bampernoie ustroystvo avtomobilya* [Car protective bumper]. Patent RF, no. 2506177, 2014. (Publ. 10.02.2014, bull. no. 4)
11. Eskin I.D., Alkeev R.I., Suslikov V.I. *Bampernoie zashchitnoe ustroystvo dlya legkovykh avtomobiley i sposob izgotovleniya ego uprugogistereznogo elementa* [Car bumper and method of its strain hysteresis element fabrication]. Patent RF, no. 2559675, 2015. (Publ. 10.08.2015, bull. no. 22)

12. Eskin I.D., Khramova A.A., Suslikov V.I. *Bampernoie zashchitnoe ustroystvo avtomobilya* [Car protective bumper]. Patent RF, no. 2478052, 2013. (Publ. 27.03.2013, bull. no. 9)

13. Eskin I.D., Alkeev R.I. *Zashchitnoe ustroystvo, povyshayushchee bezopasnost' voditelya i passazhirov pri avarii avtomobilya* [Protective device improving the safety of the driver and passengers in the event of a car accident]. Patent RF, no. 78463, 2008. (Publ. 27.11.2008)

14. Eskin I.D., Alkeev R.I. *Penal'noe zashchitnoe ustroystvo dlya povysheniya bezopasnosti voditelya i passazhirov pri avarii avtomobilya* [Protective device improving the safety of the driver and passengers in the event of a car accident]. Patent RF, no. 82171, 2009. (Publ. 20.04.2009)

15. Eskin I.D. *Issledovanie obobshchennykh uprugofriktsionnykh kharakteristik dempferov i amortizatorov aviatsionnykh dvigateley. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Analysis of generalized elastic-friction characteristics of dampers and shock absorbers of aircraft engines: Candidate of Science (Engineering) Dissertation]. Kuybyshev, 1973. 315 p.

16. Eskin I.D., Ermakov A.I. *Pustotelaya shirokokhordaya lopatka ventilyatora. Sposob ee izgotovleniya* [Hollow wide-chord blade of the fan and method of its manufacture]. Patent RF, no. 2622682, 2017. (Publ. 19.06.2017, bull. no. 17)

## РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ УСТРОЙСТВА ГАЗОВОЙ ШТАМПОВКИ ПОЛЫХ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ТРУБНОЙ ЗАГОТОВКИ

© 2020

- А. Ю. Боташев** доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Технологические машины и переработка материалов»; Северо-Кавказская государственная академия, г. Черкесск; [botashev11@mail.ru](mailto:botashev11@mail.ru)
- Р. А. Байрамуков** доцент кафедры «Технологические машины и переработка материалов»; Северо-Кавказская государственная академия, г. Черкесск; [melov.mel@mail.ru](mailto:melov.mel@mail.ru)
- Н. У. Бисилов** доцент кафедры «Технологические машины и переработка материалов»; Северо-Кавказская государственная академия, г. Черкесск; [w9187124909@mail.ru](mailto:w9187124909@mail.ru)
- Э. Х. Джуманазаров** аспирант кафедры «Технологические машины и переработка материалов»; Северо-Кавказская государственная академия, г. Черкесск; [info@ncsa.ru](mailto:info@ncsa.ru)
- Р. С. Малсугенов** доцент кафедры «Технологические машины и переработка материалов»; Северо-Кавказская государственная академия, г. Черкесск; [malsugenov\\_roma@mail.ru](mailto:malsugenov_roma@mail.ru)

Полые тонкостенные детали, широко используемые в конструкциях машин, целесообразно производить из трубных заготовок. В существующих методах производства полых изделий формоизменение трубной заготовки производится в холодном её состоянии. При этом из-за ограниченной пластичности заготовки детали сложной формы производят за несколько переходов, что повышает себестоимость их производства. Разработано новое устройство, осуществляющее штамповку полых изделий с нагревом трубной заготовки. Оно содержит камеру сгорания и рабочий цилиндр, разделённые между собой поршнем. Нагрев и формоизменение заготовки осуществляется под действием давления продуктов сгорания сжатой топливной смеси, подаваемой в полость заготовки из рабочего цилиндра. Исследование проведено на основе известных уравнений термодинамики и уравнения теплового баланса процесса сгорания газообразного топлива. Установлено, что соотношение объёмов в камере сгорания и рабочего цилиндра должно быть в пределах 2,5...5, соотношение объёмов рабочего цилиндра и полости трубной заготовки – в пределах 2...2,5. Это обеспечивает увеличение давления газа в полости заготовки в 25...32 раза, в результате чего давление газа достигает 50...65 МПа, а его температура 2300 °С. Благодаря этому процесс штамповки осуществляется в интервале температур горячей обработки, что даёт возможность штамповать детали сложной формы за одну операцию.

*Штамповка деталей из трубной заготовки; газовая штамповка; газовая формовка.*

**Цитирование:** Боташев А.Ю., Байрамуков Р.А., Бисилов Н.У., Джуманазаров Э.Х., Малсугенов Р.С. Разработка и исследование устройства газовой штамповки полых изделий из трубной заготовки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 2. С. 73-84. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-73-84

### Введение

В машинах и аппаратах, используемых в пищевой, химической, аэрокосмической и других отраслях промышленности, имеются многочисленные тонкостенные полые детали. Их целесообразно производить из трубных заготовок, так как при этом снижается себестоимость производства за счёт сокращения расхода материала и уменьшения количества технологических переходов технологического процесса. В настоящее время в промышленном производстве используются различные методы изготовления полых деталей из трубных заготовок [1-5]. В большинстве из них формоизменение трубной

заготовки производится в холодном её состоянии, что ограничивает технологические возможности этих методов из-за невысокой пластичности заготовок. Нагрев трубной заготовки, повышая её пластичность, обеспечивает более благоприятные условия для формоизменения. Известны устройства для штамповки деталей из трубчатой заготовки, в которых процесс деформирования заготовки, сопровождающийся её нагревом, производится под действием продуктов сгорания горючих газовых смесей. Однако развиваемое при этом давление достаточно для штамповки лишь тонкостенных деталей, имеющих сравнительно простую форму [1], что существенно ограничивает технологические возможности этих устройств. Известны также технологии изготовления полых деталей из трубных заготовок с нагревом электрическим током, но при этом существенно усложняется и удорожается используемая технологическая оснастка, что обуславливает повышение себестоимости производимых деталей [6]. В этой связи разработка новых технологий производства полых изделий из трубной заготовки и устройств для их осуществления является актуальной задачей.

Целью данной работы является разработка нового устройства для производства из трубной заготовки полых изделий с нагревом заготовки, обладающего широкими технологическими возможностями. Для достижения этой цели поставлены следующие основные задачи: разработка конструкции устройства газовой штамповки полых изделий из трубной заготовки, оптимизация его конструктивных параметров и определение его энергосиловых характеристик.

### **Решение задач**

Расширение технологических возможностей газовой штамповки достигается увеличением давления газа на поверхность деформируемой трубной заготовки. Это осуществлено в устройстве для производства полых изделий из трубных заготовок [7], схема которого представлено на рис. 1. В этом устройстве нагрев заготовки осуществляется воздействием горячего газа. Устройство содержит корпус 1 и плиту 2, соединённые между собой при помощи стяжных колонн 3 и гаек 4, 5. В корпусе 1 размещены камера сгорания 6 и рабочий цилиндр 7 с поршнем 8, на торце которого установлен эластичный диск 9, выполненный, например, из резины. Камера сгорания 6 снабжена впускным клапаном 10, выпускным клапаном 11 и свечой зажигания 12, а рабочий цилиндр снабжён впускным клапаном 13. В верхней части корпуса 1 при помощи резьбы закреплён переходник 14, в котором выполнены сквозные каналы 15, перекрываемые шайбой 16, служащей в качестве обратного клапана. Осевое перемещение шайбы 16 ограничено болтом 17, закреплённым на переходнике 14. На плите 2 с возможностью осевого перемещения установлен винт 18, контактирующий с крышкой 19. В крышке 19 выполнены полость 20 и канал 21. На крышке установлена свеча зажигания 22 и выпускной клапан 23. В пространстве между торцом корпуса 1 и крышкой 19 располагается разрезная матрица, состоящая из двух полуматриц 26 и 27, стянутых между собой при помощи бандажей 28. Внутри матрицы располагается трубчатая заготовка 29, внутренняя полость 30 которой служит рабочей камерой устройства. Герметичность полости 30 обеспечивается уплотнениями 24 и 25. Рабочий цилиндр 7 сообщается с полостью 30 через каналы 15.

Работа устройства осуществляется следующим образом. В верхнем положении винта 18 на торец переходника 14 устанавливается матрица в сборе с трубчатой заготовкой 29 и крышкой 19. Затем винт 18, вращая, перемещают вниз до соприкосновения с крышкой 19, что обеспечивает фиксацию положения матрицы. После этого выпускные клапаны 11 и 23 закрываются. Через впускной клапан 13 в рабочий цилиндр 7 подаётся горючий газ, например пропан-бутан. При этом газ из рабочего цилиндра 7 через каналы 15, перемещая шайбу 16 вверх, поступает в рабочую полость 30. Затем через

клапан 13 подаётся сжатый воздух, в результате чего в рабочем цилиндре 7 и полости 30 заготовки образуется топливная смесь. Одновременно с этим через впускной клапан 10 подаётся горячий газ и сжатый воздух в камеру сгорания 6, и в ней образуется топливная смесь. В рабочем цилиндре 7 и камере сгорания 6 устанавливается одинаковое давление топливной смеси, благодаря этому поршень 8 остаётся неподвижным. Затем при помощи свечи 12 топливная смесь в камере сгорания 6 поджигается. При сгорании топливной смеси давление в камере сгорания 6 резко повышается. Под действием давления продуктов сгорания поршень 8 интенсивно перемещается вверх и вытесняет топливную смесь из рабочего цилиндра 7 в полость 30 заготовки. В конечной стадии хода поршня 8 эластичный диск 9 обеспечивает безударную остановку поршня 8. Благодаря сжатию давление топливной смеси в полости 30 существенно увеличивается. Эта топливная смесь поджигается свечой 22. В результате сгорания топливной смеси давление и температура в полости 30 многократно увеличиваются. При этом шайба 16 перекрывает каналы 15, предотвращая перетекание газа из полости 30 в рабочий цилиндр 7. Под действием высокого давления продуктов сгорания заготовка 29 интенсивно нагревается и деформируется – осуществляется процесс штамповки.

После завершения процесса штамповки открываются выпускные клапаны 11, 23, и продукты сгорания выпускаются из камеры сгорания 6 и полости 30. Поршень 8 с диском 9 под действием сил тяжести опускается в исходное положение. Затем, разобрав матрицу, извлекают из неё отштампованную деталь.

В данном устройстве благодаря нагреву заготовки процесс штамповки осуществляется с нагревом трубной заготовки до интервала температур горячей или тёплой обработки. При этом благодаря повышению пластичности материала обеспечивается существенное увеличение степени деформации обрабатываемой заготовки, что существенно расширяет технологические возможности данного устройства. Для повышения технико-экономических характеристик устройства необходимо произвести оптимизацию его конструктивных параметров путём исследования его рабочего процесса.

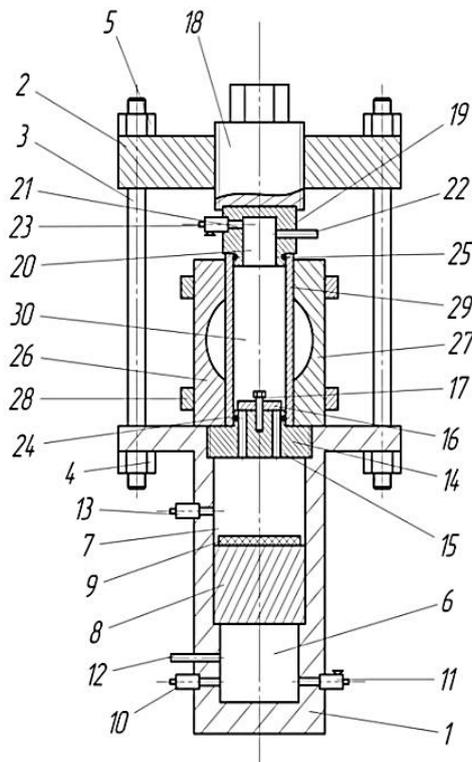


Рис. 1. Схема устройства газовой штамповки изделий из трубной заготовки

Исследование рабочего процесса устройства проведено на основе уравнений термодинамики [8]. Рабочий процесс данного устройства осуществляется в два этапа. На первом этапе происходит наполнение топливной смесью камеры сгорания, рабочего цилиндра и внутренней полости обрабатываемой трубной заготовки. Затем осуществляется сгорание топливной смеси в камере сгорания. При этом под действием давления продуктов сгорания поршень перемещается и вытесняет топливную смесь из рабочего цилиндра в полость заготовки. На втором этапе осуществляется сгорание топливной смеси в полости заготовки. При этом под действием давления продуктов сгорания трубная заготовка нагревается и деформируется, то есть осуществляется процесс штамповки. Рассмотрим каждый из этих этапов.

**Первый этап рабочего процесса.** В процессе сгорания топливной смеси в камере сгорания её объём увеличивается из-за перемещения поршня. Однако ввиду малости перемещения поршня будем считать, что процесс сгорания происходит при постоянном объёме. Тогда максимальное давление продуктов сгорания может быть определено следующей зависимостью:

$$P_{\max} = \lambda P_c, \quad (1)$$

где  $P_c$  – давление топливной смеси, Па;  $\lambda$  – степень повышения давления при сгорании в постоянном объёме, для газоздушных топливных смесей стехиометрического состава  $\lambda = 7 \dots 8$ .

В процессе движения поршня газ в камере сгорания расширяется. Из-за кратковременности процесса отвод теплоты от газа невелик, поэтому процесс расширения газа будем считать адиабатическим. Тогда в конце хода поршня давление газа в камере сгорания может быть определено следующей зависимостью:

$$P_k^* = P_{\max} \left( \frac{V_k}{V_k + V_u} \right)^k = P_{\max} \left( \frac{1}{1 + v_u} \right)^k, \quad (2)$$

$$v_u = V_u / V_k. \quad (3)$$

Здесь  $P_k^*$  – давление газа в камере сгорания в конце хода поршня;  $V_k$  – объём камеры сгорания, м<sup>3</sup>;  $V_u$  – объём рабочего цилиндра, м<sup>3</sup>;  $v_u$  – относительный объём рабочего цилиндра;  $k$  – показатель адиабаты продуктов сгорания.

Подставляя значение  $P_{\max}$  из зависимости (1), получим

$$P_k^* = \lambda P_c \left( \frac{1}{1 + v_u} \right)^k. \quad (4)$$

В процессе движения поршня топливная смесь из рабочего цилиндра вытесняется в полость трубной заготовки. При достаточной величине проходных сечений каналов, соединяющих рабочий цилиндр с полостью заготовки, перепад давлений между ними небольшой. Поэтому будем считать, что давление в них одинаковое.

Процесс сжатия топливной смеси в рабочем цилиндре и полости заготовки будем считать адиабатическим. При этом в процессе сжатия объём топливной смеси уменьшается от суммарного объёма рабочего цилиндра и полости заготовки до объёма поло-

сти заготовки. Тогда для состояний топливной смеси в начале движения поршня и в конце его движения можно записать:

$$P_c (V_u + V_3)^{k_c} = P_3^* V_3^{k_c}, \quad (5)$$

где  $V_3$  – объём полости трубной заготовки, м<sup>3</sup>;  $P_3^*$  – максимальное давление топливной смеси в полости заготовки, Па;  $k_c$  – показатель адиабаты топливной смеси.

Тогда максимальное давление топливной смеси в полости заготовки равно

$$P_3^* = P_c \left( \frac{V_u + V_3}{V_3} \right)^{k_c} = P_c (v_{цз} + 1)^{k_c}, \quad (6)$$

$$v_{цз} = V_u / V_3, \quad (7)$$

где  $v_{цз}$  – соотношение объёмов рабочего цилиндра и полости заготовки.

Обозначим

$$P_c = \frac{P_3^*}{P_c} = (v_{цз} + 1)^{k_c}, \quad (8)$$

где  $P_c$  – степень повышения давления топливной смеси в полости заготовки.

Тогда из зависимостей (6) и (8) получим

$$P_3^* = P_c P_c. \quad (9)$$

В процессе сжатия топливной смеси увеличивается также её температура. Учитывая зависимость (8), на основании известных соотношений адиабатического процесса [8] можно записать:

$$T_3^* = P_c^{\frac{k_c-1}{k_c}} T_c, \quad (10)$$

где  $T_c$  – абсолютная температура топливной смеси в начале процесса сжатия, К;  $T_3^*$  – максимальная абсолютная температура топливной смеси в полости заготовки, К.

Давление в полости заготовки не может превышать давления в камере сгорания. Для обеспечения максимального давления топливной смеси в полости заготовки и гарантированного удержания поршня в верхнем положении примем

$$P_3^* = 0,9 P_k^*. \quad (11)$$

Тогда из зависимостей (1), (2), (6) получим следующее уравнение:

$$0,9 \lambda P_c \left( \frac{1}{1 + v_u} \right)^k = P_c (v_{цз} + 1)^{k_c}. \quad (12)$$

Отсюда следует

$$0,9\lambda = (1 + v_u)^k (v_{uz} + 1)^{k_c}. \quad (13)$$

Решим это уравнение относительно  $v_u$ , приняв  $\lambda = 8$ . Тогда из (13) получим

$$v_u = \frac{7,2^{\frac{1}{k}}}{(v_{uz} + 1)^{\frac{k_c}{k}}} - 1. \quad (14)$$

**Второй этап рабочего процесса.** На этом этапе происходит сгорание сжатой топливной смеси в полости заготовки практически при постоянном объёме. Поэтому максимальное давление продуктов сгорания может быть определено по следующей зависимости:

$$P_{z \max} = \lambda_z P_z^*, \quad (15)$$

где  $P_{z \max}$  – давление в полости заготовки в конце процесса сгорания топливной смеси;  $\lambda_z$  – степень повышения давления в полости заготовки в конце процесса горения.

При этом величина степени повышения давления определяется формулой:

$$\lambda_z = T_{z \max} / T_z^*, \quad (16)$$

где  $T_{z \max}$  – максимальная абсолютная температура продуктов сгорания в полости заготовки.

Для определения максимальной абсолютной температуры продуктов сгорания используется уравнение теплового баланса процесса сгорания [9]:

$$\frac{22,4\xi_z H_u}{M_c} + C_{v_c} t_c = \beta C_{v_z} t_z. \quad (17)$$

Здесь  $\xi_z$  – коэффициент выделения тепла;  $H_u$  – низшая теплотворная способность 1 м<sup>3</sup> газообразного горючего, Дж/ м<sup>3</sup>;  $M_c$  – количество топливной смеси в расчёте на 1 кмоль горючего, кмоль/кмоль горючего;  $\beta$  – коэффициент молекулярного изменения топливной смеси;  $C_{v_c}, C_{v_z}$  – соответственно удельные теплоёмкости топливной смеси и продуктов сгорания при постоянном объёме, Дж/(кмоль·К);  $t_c, t_z$  – соответственно температуры топливной смеси и продуктов сгорания, °С.

Уравнение (17) решается численным методом при последовательном задании различных значений температуры продуктов сгорания  $t_z$ . При этом температура топливной смеси, входящая в уравнение (17), определяется по следующей зависимости:

$$t_c = T_z^* - 273. \quad (18)$$

Исходя из зависимостей (9) и (15), можно записать

$$P_{з \max} = \lambda_3 \Pi_c P_c = \Pi_\Sigma P_c, \quad (19)$$

где  $\Pi_\Sigma$  – общая степень повышения давления в процессах сжатия топливной смеси и её сгорания.

Под действием продуктов сгорания заготовка нагревается и деформируется. При этом давление продуктов сгорания уменьшается из-за снижения их температуры и расширения. Будем считать, что заготовка сначала нагревается, а затем деформируется. Тогда снижение давления газа происходит сначала из-за его охлаждения, а затем из-за его расширения. Исходя из этого, можно считать, что в процессе нагрева заготовки давление газа изменяется пропорционально его абсолютной температуре:

$$P_{зн} = P_{з \max} \frac{T_{зн}}{T_{з \max}}, \quad (20)$$

где  $P_{зн}, T_{зн}$  – соответственно давление и абсолютная температура продуктов сгорания в конце процесса нагрева заготовки.

При деформировании нагретой заготовки объем её полости увеличивается и газ расширяется. Процесс расширения газа в полости заготовки будем считать адиабатическим. Тогда давление газа в конце процесса штамповки может быть определено следующей зависимостью:

$$P_{зк} = P_{зн} \left( \frac{V_з}{V_д} \right)^k, \quad (21)$$

где  $V_д$  – объём полости заготовки в конце процесса формовки, который равен объёму формируемого изделия, м<sup>3</sup>.

Величину  $P_{зк}$  определим, объединив зависимости (9), (15), (20), (21):

$$P_{зк} = \lambda_3 \Pi_c P_c \frac{T_{зн}}{T_{з \max}} \left( \frac{V_з}{V_д} \right)^k. \quad (22)$$

### Результаты

Из зависимостей (6), (8) и (10) следует, что с ростом соотношения объёмов  $v_{цз}$  давление и абсолютная температура топливной смеси в полости заготовки непрерывно увеличиваются. Оценим по зависимости (8) степень повышения давления топливной смеси. В составе топливной смеси воздух составляет не менее 90%, поэтому показатель адиабаты топливной смеси существенно не отличается от показателя адиабаты воздуха. Исходя из этого, примем  $k_c = 1,4$ . Для стехиометрического состава газозооушной топливной смеси можно принять показатель адиабаты  $k = 1,28$ .

На рис. 2 представлен график зависимости степени повышения давления топливной смеси от соотношения объёмов рабочего цилиндра и полости заготовки  $v_{цз}$ , построенный согласно (8). Как видно из графика, с ростом величины  $v_{цз}$  степень повы-

шения давления топливной смеси интенсивно увеличивается. Однако при этом увеличиваются также объёмы рабочего цилиндра и камеры сгорания. Покажем это.

С учётом зависимостей (3) и (7) суммарный объём камеры сгорания и рабочего цилиндра определяется следующим выражением:

$$V_{\Sigma} = V_k + V_u = V_3 \frac{v_{uz}}{v_u} + v_{uz} V_3 = V_3 v_{uz} \left( \frac{1}{v_u + 1} \right). \quad (23)$$

Определим отношение суммарного объёма камеры сгорания и рабочего цилиндра к объёму внутренней полости заготовки:

$$v_{\Sigma} = \frac{V_{\Sigma}}{V_3} = v_{uz} \left( \frac{1}{v_u + 1} \right), \quad (24)$$

где  $v_{\Sigma}$  – относительный суммарный объём камеры сгорания и рабочего цилиндра.

Из зависимостей (14) и (24) получим

$$v_{\Sigma} = v_{uz} \left( \left( \frac{7,2^{\frac{1}{k}}}{(v_{uz} + 1)^{\frac{k_c}{k}}} - 1 \right)^{-1} + 1 \right). \quad (25)$$

На рис. 3 представлен график зависимости  $v_{\Sigma}$  от  $v_{uz}$ , построенный согласно (25). Как видно из графика, величина  $v_{\Sigma}$  с ростом  $v_{uz}$  непрерывно увеличивается, причём при  $v_{uz} > 2,5$  интенсивность роста  $v_{\Sigma}$  существенно увеличивается. Так при  $v_{uz} = 2,5$   $v_{\Sigma} \approx 15$ , а при  $v_{uz} = 3$   $v_{\Sigma} = 123$ , т.е. суммарный объём камеры сгорания и рабочего цилиндра в 123 раза превышает объём полости заготовки.

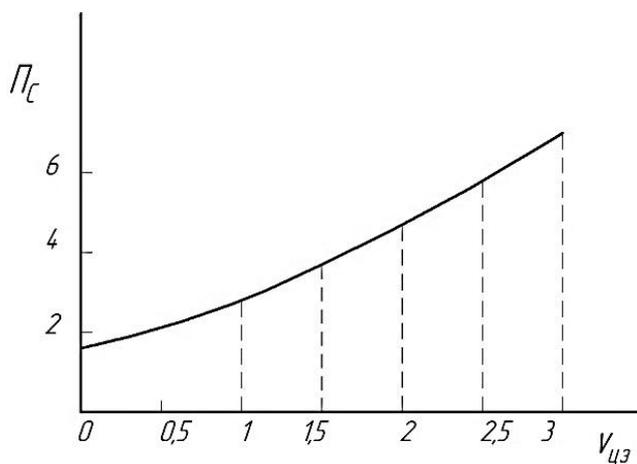


Рис. 2. Зависимость степени повышения давления топливной смеси  $P_c$  от  $v_{uz}$

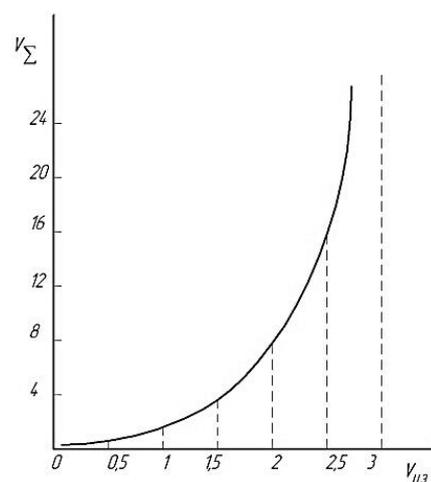


Рис. 3. Зависимость относительного суммарного объёма камеры сгорания и рабочего цилиндра от  $v_{uz}$

Из графиков, представленных на рис. 2, 3, следует, что для обеспечения максимально возможного повышения давления топливной смеси при приемлемых объемах камеры сгорания и рабочего цилиндра целесообразно ограничить значения  $v_{цз}$  в пределах от 2 до 2,5, т.е. эти значения  $v_{цз}$  можно считать рациональными. В этом диапазоне изменения  $v_{цз}$  степень повышения давления топливной смеси  $P_c$  составляет 4,6...5,8, а величина  $v_{\Sigma} = 7...15$ , т.е. суммарный объем камеры сгорания и рабочего цилиндра в 7...15 раз превышает объем полости трубной заготовки. При этом из зависимости (14) следует, что относительный объем рабочего цилиндра  $v_{ц}$  находится в пределах 0,2...0,4, то есть объем камеры сгорания превышает объем рабочего цилиндра в 2,5...5 раз.

Оценим величины давления и температуры газа, осуществляющего процесс штамповки. Принимая  $k_c = 1,4$  и учитывая, что  $P_c = 4,6...5,8$ , из (10) получим  $T_3^* = (1,5...1,6)T_c$ .

Температура топливной смеси в начале рабочего процесса близка к температуре окружающей среды. Исходя из этого, примем  $T_c = 300$  К, и тогда  $T_3^* = 450...480$  К.

Таким образом, абсолютная температура топливной смеси в полости заготовки в конце первого этапа составляет 450... 480 К.

Подставляя это значение в (18), получим  $t_c = 177...207$  °С.

Решение уравнения (17) при этих значениях  $t_c$  показало, что конечная температура процесса сгорания топливной смеси  $t_z = 2310...2330$  °С. Тогда максимальная величина абсолютной температуры газа в полости заготовки равна

$$T_{3 \max} = t_z + 273 = 2583...2603 \text{ К.}$$

При этих значениях  $T_{3 \max}$  степень повышения давления  $\lambda_3$  согласно зависимости (16) составляет 5,4...5,7. Примем среднее её значение равным 5,5, то есть  $\lambda_3 = 5,5$ . Тогда, исходя из зависимости (19) и учитывая, что  $P_c = 4,6...5,8$ , получим  $P_{\Sigma} = 25...32$ , то есть давление в полости заготовки повышается в 25...32 раза.

Максимальная величина давления топливной смеси  $P_c$  может достигать 2 МПа. Следовательно давление продуктов сгорания на поверхности обрабатываемой трубной заготовки согласно зависимости (19) достигает 50...65 МПа, что в 2...3 раза превышает давление, развиваемое в известных устройствах газовой штамповки. При этом температура продуктов сгорания составляет не менее 2300 °С. Такие высокие параметры газа обеспечивают нагрев до интервала температур горячей обработки и последующее деформирование трубных заготовок толщиной до 2...3 мм из стали и 4...5 мм из цветных сплавов. Это существенно расширяет технологические возможности данного устройства, в частности позволяет штамповать из трубных заготовок детали значительно большей толщины, а также производить за одну технологическую операцию детали сложной формы, что снижает себестоимость их производства.

Оценим по зависимости (22) давление газа в полости заготовки в конце процесса штамповки. Входящая в эту зависимость величина  $T_{3н}$  зависит от материала формуемой заготовки. При штамповке стальных деталей заготовку необходимо нагреть до 1100...1300 К, а при штамповке деталей из алюминиевых сплавов – до 750...850 К. Поэтому соотношение температур  $T_{3н} / T_{3 \max}$  находится в пределах 1/3...1/2. Следовательно

но в процессе нагрева стальных заготовок давление газа может уменьшаться примерно в два раза, а при нагреве заготовок из алюминиевых сплавов – примерно в 2,5...3 раза.

В процессе деформирования заготовки её объём увеличивается, при этом давление газа снижается. Максимально возможное увеличение объёма заготовки можно принять равным двум. Тогда  $(V_3/V_0)^k = 0,5^{1,28} \approx 0,4$  и, согласно выражению (22), давление уменьшается в 2,5 раза.

Таким образом, к концу процесса штамповки давление газа может уменьшиться в 5...7 раз. Однако при этом за счёт нагрева заготовки сопротивляемость её деформированию уменьшается в большей степени. Поэтому, несмотря на уменьшения давления в процессе штамповки, обеспечивается непрерывное деформирование заготовки.

### **Заключение**

Для обеспечения максимального давления газа на поверхности обрабатываемой трубной заготовки при приемлемых габаритах устройства газовой штамповки соотношение объёмов камеры сгорания и рабочего цилиндра должно быть в пределах 2,5...5, а соотношение объёмов рабочего цилиндра и полости трубной заготовки – в пределах 2...2,5.

Рекомендуемые соотношения параметров устройства газовой штамповки обеспечивают увеличение давления газа в полости обрабатываемой трубной заготовки в 25...32 раза. При этом давление газа достигает 50...65 МПа, что в 2...3 раза превышает давление, действующее в известных устройствах газовой штамповки, а температура газа составляет не менее 2300 °С.

Высокая температура и большое давление газа на поверхности обрабатываемой заготовки обеспечивают проведение процесса штамповки в диапазоне температур горячей обработки, что существенно расширяет технологические возможности устройства газовой штамповки. Это, в частности, позволяет штамповать детали из стальной трубной заготовки толщиной 2...3 мм в зависимости от диаметра заготовки.

### **Библиографический список**

1. Ильин Л.Н., Семенов Е.И. Технология листовой штамповки. М.: Дрофа, 2009. 475 с.
2. Марьин Б.Н., Кузьмин В.Ф., Шпорт В.И., Иванов Ю.Л., Муравьев В.И. Способ получения деталей из трубных заготовок: патент РФ № 2152285; опубл. 10.07.2000.
3. Краев В.Н., Бабкин Е.А., Малыгин А.Н. Способ изготовления полых деталей из трубной заготовки: патент РФ № 2239509; опубл. 10.11.2004.
4. Сосенушкин Е.Н., Яновская Е.А., Третьякова Е.И., Сосенушкин А.Е. Штамповка конических и сферических деталей из трубных заготовок // Заготовительные производства в машиностроении. 2010. № 11. С. 18-21.
5. Лукьянов В.П., Маткава И.И., Бойко В.А., Доценко Д.В., Елхов В.А. Гидромеханическая штамповка деталей трубопроводов. Волгоград: Панорама, 2007. 263 с.
6. Фролов П.В., Марьин Б.Н., Муравьев В.И., Макаров К.А., Макарова Е.А., Иванов Ю.Л. Штамп для раздачи труб из титановых сплавов: патент РФ № 2104815; опубл. 20.02.1998.
7. Боташев А.Ю., Джуманазаров Э.Х., Байрамуков Р.А., Малсугенов Р.С. Устройство для импульсной штамповки деталей из трубчатых заготовок: патент РФ № 186863; опубл. 06.02.2019; бюл. № 4.

8. Ерофеев В.Л., Семенов П.Д., Пряхин А.С. Теплотехника: учебник для вузов. М.: Академкнига, 2008. 488 с.

9. Вырубков Д.Н., Иващенко Н.А., Ивин В.И., Круглов М.Г., Леонов О.Б., Меднов А.А., Мизернюк Г.Н., Орлин А.С., Роганов С.Г. Двигатели внутреннего сгорания. Теория поршневых и комбинированных двигателей. М.: Машиностроение, 1983. 375 с.

## DEVELOPMENT AND RESEARCH OF A GAS STAMPING DEVICE FOR MAKING HOLLOW PRODUCTS FROM A PIPE BILLET

© 2020

- A. Yu. Botashev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Technological Machines and Material Processing; North Caucasus State Academy, Cherkessk, Russian Federation; [botashev11@mail.ru](mailto:botashev11@mail.ru)
- R. A. Bayramukov** Associate Professor of the Department of Technological Machines and Material Processing; North Caucasus State Academy, Cherkessk, Russian Federation; [melov.mel@mail.ru](mailto:melov.mel@mail.ru)
- N. U. Bisilov** Associate Professor of the Department of Technological Machines and Material Processing; North Caucasus State Academy, Cherkessk, Russian Federation; [w9187124909@mail.ru](mailto:w9187124909@mail.ru)
- E. Kh. Dzhumanazarov** Postgraduate Student of the Department of Technological Machines and Processing of Materials; North Caucasus State Academy, Cherkessk, Russian Federation; [info@ncsa.ru](mailto:info@ncsa.ru)
- R. S. Malsugenov** Associate Professor of the Department of Technological Machines and Material Processing; North Caucasus State Academy, Cherkessk, Russian Federation; [malsugenov\\_roma@mail.ru](mailto:malsugenov_roma@mail.ru)

It is advisable to produce hollow thin-walled parts widely used in machine designs from tubular blanks. In existing methods cold forming of the tubular billet takes place for the production of hollow products. In this case, due to the contained plasticity of the blank, parts of complex shape are produced in several transitions. This raises the cost of their production. We have developed a new device for forming hollow products by heating a tubular billet. The device contains a combustion chamber and a working cylinder, separated by a piston. Heating and shaping of the workpiece is carried out under the pressure of the combustion products of compressed fuel mixture supplied to the cavity of the workpiece from the working cylinder. The study was conducted on the basis of well-known equations of thermodynamics and the equations of the heat balance of the process of gaseous fuel combustion. It was found that the ratio of the volumes in the combustion chamber and the working cylinder should range within 2.5...5, and the ratio of the volumes of the working cylinder and the cavity of the pipe billet within 2...2.5. This ensures an increase in gas pressure in the blank cavity by a factor of 25...32, as a result of which the gas pressure reaches 50...65 MPa, and its temperature 2300 °C. Due to this, the stamping process is carried out in the temperature range of hot processing, which makes it possible to stamp parts of complex shape in one operation.

*Stamping parts from tubular billets; gas stamping; gas forming.*

---

**Citation:** Botashev A.Yu., Bayramukov R.A., Bisilov N.U., Dzhumanazarov E.Kh., Malsugenov R.S. Development and research of a gas stamping device for making hollow products from a pipe billet. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 2. P. 73-84. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-73-84

## References

1. Il'in L.N., Semenov E.I. *Tekhnologiya listovoy shtampovki* [Technology of sheet-metal forming]. Moscow: Drofa Publ., 2009. 475 p.
2. Mar'in B.N., Kuz'min V.F., Shport V.I., Ivanov Yu.L., Murav'ev V.I. *Sposob polucheniya detaley iz trubnykh zagotovok* [Method for making parts of tubular blanks]. Patent RF, no. 2152285, 2000. (Publ. 10.07.2000)
3. Kraev V.N., Babkin E.A., Malygin A.N. *Sposob izgotovleniya polykh detaley iz trubnoy zagotovki* [Method for making hollow parts of tubular blank]. Patent RF, no. 2239509, 2004. (Publ. 10.11.2004)
4. Sosenushkin E.N., Yanovskaya E.A., Tret'yakova E.I., Sosenushkin A.E. Pipe blanks cone and sphere pieces stamping. *Blanking Productions in Mechanical Engineering*. 2010. No. 11. P. 18-21. (In Russ.)
5. Luk'yanov V.P., Matkava I.I., Boyko V.A., Dotsenko D.V., Elkhov V.A. *Gidromekhanicheskaya shtampovka detaley truboprovodov* [Hydromechanical stamping of pipeline parts]. Volgograd: Panorama Publ., 2007. 263 p.
6. Frolov P.V., Mar'in B.N., Murav'ev V.I., Makarov K.A., Makarova E.A., Ivanov Yu.L. *Shtamp dlya razdachi trub iz titanovykh splavov* [Titanium alloy pipe expanding die]. Patent RF, no. 2104815, 1998. (Publ. 20.02.1998)
7. Botashev A.Yu., Dzhumanazarov E.Kh., Bayramukov R.A., Malsugenov R.S. *Ustroystvo dlya impul'snoy shtampovki detaley iz trubchatykh zagotovok* [Device for pulse forming of parts from tubular blanks]. Patent RF, no. 186863, 2019. (Publ. 06.02.2019, bull. no. 4).
8. Erofeev V.L., Semenov P.D., Pryakhin A.S. *Teplotekhnika: uchebnik dlya vuzov* [Heat engineering: Textbook for higher education]. Moscow: Akademkniga Publ., 2008. 488 p.
9. Vyubov D.N., Ivashchenko N.A., Ivin V.I., Kruglov M.G., Leonov O.B., Mednov A.A., Mizernyuk G.N., Orlin A.S., Roganov S.G. *Dvigateli vnutrennego sgoraniya. Teoriya porshnevykh i kombinirovannykh dvigateley* [Internal combustion engines. Theory of piston and combined engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1983. 375 p.

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОГИДРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ С УЧЁТОМ БЫСТРОДЕЙСТВИЯ ДАТЧИКОВ

© 2020

- А. М. Гареев** кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации авиационной техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [gareyev@ssau.ru](mailto:gareyev@ssau.ru)
- А. Г. Гимадиев** доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [gimadiev\\_ag@mail.ru](mailto:gimadiev_ag@mail.ru)
- Д. М. Стадник** кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [sdm-63@bk.ru](mailto:sdm-63@bk.ru)
- И. А. Попельнюк** ассистент кафедры эксплуатации авиационной техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [iap@ssau.ru](mailto:iap@ssau.ru)

Для интеллектуальных систем диагностирования энергетических и технологических комплексов, основанных на измерении динамических параметров, необходимо обеспечивать соответствующую информативность применяемых средств измерения. Датчики и измерительная аппаратура должны обладать достаточной точностью, надёжностью, быстродействием и стабильностью характеристик. Типы датчиков для измерения динамических параметров выбираются в зависимости от структуры системы и рабочих сред. Это могут быть, например для электрогидромеханических систем указанных комплексов, датчики давления, расхода и температуры рабочих сред, перемещения подвижных элементов, вибраций корпусных деталей. Тип датчика, предусмотренного для применения в системе диагностирования, во многом определяется степенью динамичности протекающих в ней процессов. Необходимо, чтобы датчики удовлетворяли предъявляемым к ним требованиям по быстродействию. Если датчики обладают малым быстродействием, чем необходимо по динамичности процессов в электрогидромеханической системе, то это может привести к динамической погрешности измерения и ошибке в диагнозе технического состояния. В технической литературе требование по быстродействию датчиков даётся указанием на то, что оно должно быть на порядок выше, чем динамика протекающих в системе процессов. Такой подход неприемлем при выборе типа датчиков для систем диагностирования с учётом динамики процессов. Во-первых, датчиков для измерения с таким требуемым параметром может не оказаться. Во-вторых, даже если имеется датчик с близким по быстродействию с динамикой процессов в системах параметром, необходимо заранее знать, к какой динамической погрешности это может привести и как это отразится на точности системы диагностирования. В работе получена аналитически обобщённая зависимость динамической погрешности измерения параметров в электрогидромеханических системах от относительного быстродействия датчиков, которая позволяет выбрать датчик с динамической погрешностью, не превышающей заданную величину. На примере гидравлической системы вертолёта МИ-8 показан расчёт динамической погрешности измерения.

*Электрогидромеханические системы; диагностирование; измерение параметров; динамическая погрешность; быстродействие датчика; расчёт погрешности измерения.*

**Цитирование:** Гареев А.М., Гимадиев А.Г., Стадник Д.М., Попельнюк И.А. Определение динамической погрешности измерения параметров электрогидромеханических систем с учётом быстродействия датчиков // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 2. С. 85-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-85-98

## **Введение**

Динамическая погрешность измерительной аппаратуры, в частности датчиков, является одним из основных показателей при их выборе для систем диагностирования технических объектов по динамическим параметрам. Точность диагностирования напрямую зависит от динамической погрешности датчиков. Проблеме подбора оптимальных по своим характеристикам датчиков для систем контроля и диагностики энергетических и технологических комплексов посвящены работы отечественных и зарубежных учёных. Авторами подчёркивается важность глубокого и всестороннего анализа погрешностей датчиков, а также их динамических характеристик с учётом исследования их взаимного влияния с динамикой протекающих в исследуемых объектах процессов [1;2]. В работах [3;4] рассматриваются различные способы коррекции, учёта и снижения динамической погрешности средств измерения: методы восстановления входного сигнала датчика с помощью адаптивного управления параметрами измерительной системы, нейросетевого управления; метод экстраполяции отфильтрованных значений переменной. Однако в указанных работах приводится коррекция только по быстрдействию датчика в отрыве от динамики процессов в измеряемой системе. Кроме этого авторы при исследованиях не отталкиваются от динамической погрешности измерения параметров. В работе [5] рассматривается применение методов амплитудной и временной селекции для коррекции динамической погрешности и повышения помехоустойчивости измерительных преобразователей системы контроля частоты вращения ротора турбоагрегата стартового двигателя. В проведённых исследованиях нет общего подхода, который можно было бы применить для многих других параметров и типов датчиков.

Среди исследований зарубежных авторов известны публикации, в которых описываются требования к электрическим и физическим характеристикам, быстрдействию, точности, надёжности и стоимости сенсорных систем для упреждающего обслуживания технологических комплексов [6 – 8]. Большой интерес представляют работы, посвящённые различным способам подбора датчиков при формировании систем контроля и мониторинга энергетических и технологических комплексов, например, метод на основе теории серой кластеризации, алгоритм стохастического поиска и т.д. Однако в данных работах основной акцент при подборе датчиков делается на диагностическую ценность получаемой с них информации без учёта их совместного с динамикой процессов в исследуемой системе влияния на динамическую погрешность [9 – 11].

Динамическая погрешность измерения параметров в электрогидромеханических системах (ЭГМС) при диагностировании технического состояния может существенно влиять на точность определения неисправности. Поэтому важно заранее определить её величину, которая зависит в основном от степени быстрдействия датчиков относительно динамики процессов в диагностируемой или исследуемой системе. Анализ литературы показывает, что, несмотря на многообразие публикаций по данной тематике, отсутствуют конкретные рекомендации по выбору средств измерения с требуемым быстрдействием с учётом динамики протекающих в системе процессов и допустимой динамической погрешности. Априорные знания о величине динамических погрешностей используемых датчиков позволят повысить эффективность существующих методов снижения и коррекции такой погрешности и достоверность результатов диагностирования ЭГМС.

### Теоретическое исследование динамической погрешности измерения параметров электрогидромеханических систем

Рассмотрим метод оценки динамической погрешности измерения параметров ЭГМС в процессе формирования обучающей выборки или диагностирования с учётом динамики процессов. Предположим, что процессы в ЭГМС при всех возможных управляющих и возмущающих воздействиях протекают таким образом, что в них можно выделить участки с максимальными градиентами параметров, по которым производится диагностирование технического состояния. Это можно выполнить путём моделирования процессов в программных пакетах, например Matlab, Amesim, SimulationX. В результате моделирования процессов в ЭГМС можно определить максимальные градиенты изменения того или иного параметра  $R = \Delta P / \Delta \tau$ , где  $\Delta P$  – приращение параметра за время  $\Delta \tau$ .

Интерпретацию максимального градиента изменения параметра в ЭГМС можно осуществить в результате представления системы в виде апериодического типового звена и моделирования процессов при подаче единичного ступенчатого управляющего воздействия  $X(t) = X_0 1(t)$  и регистрации параметра  $P(t)$ . Здесь  $X_0$  – величина ступени воздействия на систему,  $1(t)$  – единичная ступенчатая функция Хевисайда [12].

Передаточная функция ЭГМС, представленной в виде апериодического звена, запишется в виде

$$W_c(s) = \frac{\tilde{P}}{\tilde{X}} = X_0 \frac{k_c}{T_c s + 1},$$

где  $\tilde{X}$ ,  $\tilde{P}$  – изображения по Лапласу управляющего воздействия и измеряемого параметра;  $k_c$ ,  $T_c$  – коэффициент передачи и постоянная времени системы;  $s$  – оператор в преобразовании Лапласа.

Переходный процесс и скорость изменения измеряемого параметра в системе, представленной в таком виде, будут описываться выражениями [13]:

$$P(t) = X_0 k_c \left( 1 - e^{-\frac{t}{T_c}} \right), \quad (1)$$

$$\frac{dP(t)}{dt} = X_0 k_c \left( \frac{1}{T_c} e^{-\frac{t}{T_c}} \right). \quad (2)$$

Максимум функции (2) будет соответствовать максимальному градиенту изменения параметра в системе

$$R_c = \left( \frac{dP(t)}{dt} \right)_{\max} = X_0 k_c / T_c. \quad (3)$$

Датчики измеряемых параметров в ЭГМС, как правило, описываются уравнением апериодического типового звена или его передаточной функцией. Процесс измерения

можно тогда интерпретировать передачей управляющего воздействия  $X_c(t)$  с ЭГМС к датчику в виде прохождения сигнала через последовательную цепь передаточных функций системы и датчика:

$$W_{co}(s) = \frac{\tilde{U}_\delta}{\tilde{X}_c} = X_0 \frac{k_c}{T_c s + 1} \cdot \frac{k_\delta}{T_\delta s + 1}, \quad (4)$$

где  $\tilde{U}_\delta$  – изображения по Лапласу сигнала на выходе датчика;  $k_\delta$ ,  $T_\delta$  – соответственно коэффициент передачи и постоянная времени датчика.

Равенство (4) в виде последовательного соединения двух передаточных функций апериодических звеньев образует апериодическое звено второго порядка. Реакция этого звена на единичную ступенчатую функцию  $X(t) = X_0 1(t)$  описывается уравнением вида [13]:

$$U_\delta(t) = X_0 k_{co} \left( 1 - \frac{T_c}{T_c - T_\delta} e^{-\frac{t}{T_c}} + \frac{T_\delta}{T_c - T_\delta} e^{-\frac{t}{T_\delta}} \right), \quad (5)$$

где  $k_{co} = k_c k_\delta$  – коэффициент передачи ЭГМС совместно с датчиком.

Скорость изменения параметра по показаниям датчика, установленного в ЭГМС, определяется как производная по времени от функции (5):

$$\frac{dU_\delta(t)}{dt} = X_0 k_{co} \left( \frac{1}{T_c - T_\delta} e^{-\frac{t}{T_c}} - \frac{1}{T_c - T_\delta} e^{-\frac{t}{T_\delta}} \right). \quad (6)$$

Из (6) следует, что градиент изменения параметра, определённого по показаниям датчика, установленного в ЭГМС, в общем случае зависит как от динамики или градиента процессов в системе (параметра  $T_c$ ), так и от градиента или быстродействия самого датчика (параметра  $T_\delta$ ).

Определим максимальный градиент в показаниях датчика, установленного в ЭГМС, в результате поиска максимума функции (6). Для этого определим производную от функции (6) и приравняем её к нулю:

$$\frac{1}{T_\delta} e^{-\frac{t}{T_\delta}} - \frac{1}{T_c} e^{-\frac{t}{T_c}} = 0. \quad (7)$$

Решив уравнение (7) относительно  $t = t^{(\max)}$ , при котором оно будет справедливо, получим выражение:

$$t^{(\max)} = -\frac{T_\delta T_c}{T_c - T_\delta} \ln \frac{T_\delta}{T_c}. \quad (8)$$

Максимум функции (6) или максимум градиента в показаниях датчика, установленного в ЭГМС, рассчитывается по формуле (6) с подстановкой  $t = t^{(\max)}$  и имеет вид

$$R_{cd} = (dU_o(t)/dt)_{\max} = X_0 k_{cd} \frac{1}{T_c} \frac{1}{1 - \bar{T}_o} \left( e^{-\frac{\bar{T}_o}{1 - \bar{T}_o} \ln \bar{T}_o} - e^{-\frac{1}{1 - \bar{T}_o} \ln \bar{T}_o} \right), \quad (9)$$

где  $\bar{T}_o = T_o/T_c$  – относительная постоянная времени датчика.

Определение динамической погрешности измерения параметра, связанной с недостаточным быстродействием датчика, будем осуществлять по  $R_c$  и  $R_{cd}$  в одинаковой их размерности. Поэтому в формуле (9) примем  $k_{cd} = k_c$ . Максимальную динамическую погрешность  $\Delta_m$  измерения параметра в ЭГМС будем рассчитывать как относительную разность максимальных градиентов изменения параметра в самой системе и по показаниям датчика:

$$\Delta_m = \frac{R_c - R_{cd}}{R_c} 100 \% = \left( 1 - \frac{R_{cd}}{R_c} \right) 100 \%. \quad (10)$$

Подставив в формулу (10) выражения (3) для  $R_c$  и (6) для  $R_{cd}$  с учётом  $k_{cd} = k_c$  и преобразования, получим формулу для расчёта динамической погрешности измерения параметра ЭГМС:

$$\Delta_m = \left[ 1 - \frac{1}{1 - \bar{T}_o} \left( e^{-\frac{\bar{T}_o}{1 - \bar{T}_o} \ln \bar{T}_o} - e^{-\frac{1}{1 - \bar{T}_o} \ln \bar{T}_o} \right) \right] 100 \%. \quad (11)$$

В результате расчёта по формуле (11) построена графическая зависимость динамической погрешности измерения параметра  $\Delta_m$  в ЭГМС от относительной постоянной времени датчика  $\bar{T}_o$  (рис. 1).

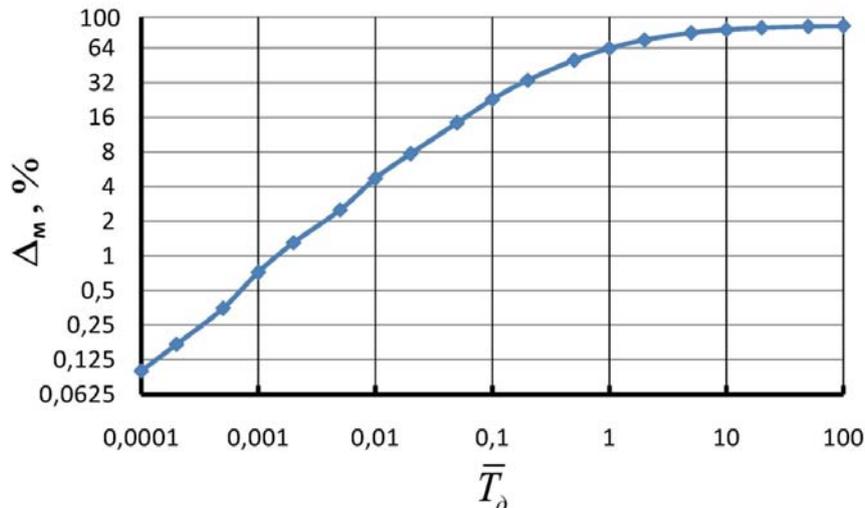


Рис. 1. Зависимость динамической погрешности измерения параметра ЭГМС от относительной постоянной времени (или быстродействия) датчика

Из рис. 1 следует, что чем больше относительная постоянная времени датчика, тем выше динамическая погрешность измерения параметра ЭГМС. Представленный график справедлив для любого типа датчиков и систем и имеет важное значение при выборе их быстродействия, если известен градиент изменения по времени параметра в ЭГМС.

Так, динамическая погрешность измерения температуры датчиком, например термопарой, с постоянной времени  $T_\delta = 0,5$  с при измерении температуры в ЭГМС с динамикой, соответствующей постоянной времени  $T_c = 20$  с, будет соответствовать относительной постоянной времени датчика  $\bar{T}_\delta = T_\delta / T_c = 0,5 / 20 = 0,025$  и, в соответствии с графиком на рис. 1 или по формуле (11), будет равна  $\Delta_m = 9\%$ . Используя график, можно определить, например, требуемую постоянную времени датчика давления для измерения в ЭГМС с постоянной времени  $T_c = 1$  с при допустимой динамической погрешности в 5%. Для этого находим из графика величину  $\bar{T}_\delta \leq 0,01$ , соответствующую  $\Delta_m = 5\%$ , и затем определяем требуемую постоянную времени датчика:  $T_\delta \leq \bar{T}_\delta T_c = 0,01$  с.

График на рис. 1 представлен для изменения  $\bar{T}_\delta$  в широком диапазоне. Поэтому, используя этот график, можно определить требуемую постоянную времени датчика, когда решается задача по демпфированию колебательных процессов на его входе. Пусть, например, требуется определить среднее значение параметра при измерении давления манометром. При определении постоянной времени манометра с демпфером на его входе, установленными в ЭГМС с постоянной времени 0,5 с, для подавления колебательного процесса в показаниях манометра с эффективностью 90% необходимо, чтобы относительная постоянная времени манометра с демпфером, в соответствии с графиком, была больше величины  $\bar{T}_\delta = T_\delta / T_c \geq 100$ . Тогда постоянная времени манометра с демпфером должна быть более  $T_\delta = \bar{T}_\delta T_c = 100 \cdot 0,5 = 50$  с. Если известна приведённая акустическая ёмкость полости манометра  $C_m$ , то требуемое гидравлическое сопротивление демпфера  $R_m$  на входе в манометр определится из равенства  $T_\delta = R_\delta C_m$ , то есть  $R_\delta = T_\delta / C_m$ .

### **Исследование динамической погрешности измерения параметров в энергообеспечивающей гидравлической системе вертолёта МИ-8**

В качестве примера решения поставленной задачи рассмотрим энергообеспечивающую гидравлическую систему (ГС) вертолёта МИ-8 (рис. 2).

Функционирование системы осуществляется следующим образом. Рабочая жидкость самотёком поступает из бака 3 в насос 2, который нагнетает её в систему. Далее жидкость через фильтр 6 поступает в автомат разгрузки 7. Фильтр 6 снабжён перепускным клапаном 5, срабатывающим при повышении перепада давления на нём. В состав автомата разгрузки входят обратный клапан 9, предохранительный клапан непрямого действия 8, командная 19, промежуточная 20 и исполнительная 21 золотниковые пары. Автомат разгрузки 7 необходим для обеспечения холостого режима работы насоса 2 при повышении давления в линии за ним выше настроечного давления, определяемого затяжкой пружины командной золотниковой пары 19. За автоматом разгрузки установлены два пневмогидравлических аккумулятора 10 и 17, которые устраняют пульсации давления жидкости в системе. Далее жидкость через фильтр 11 поступает на вход гидросилителя 12.

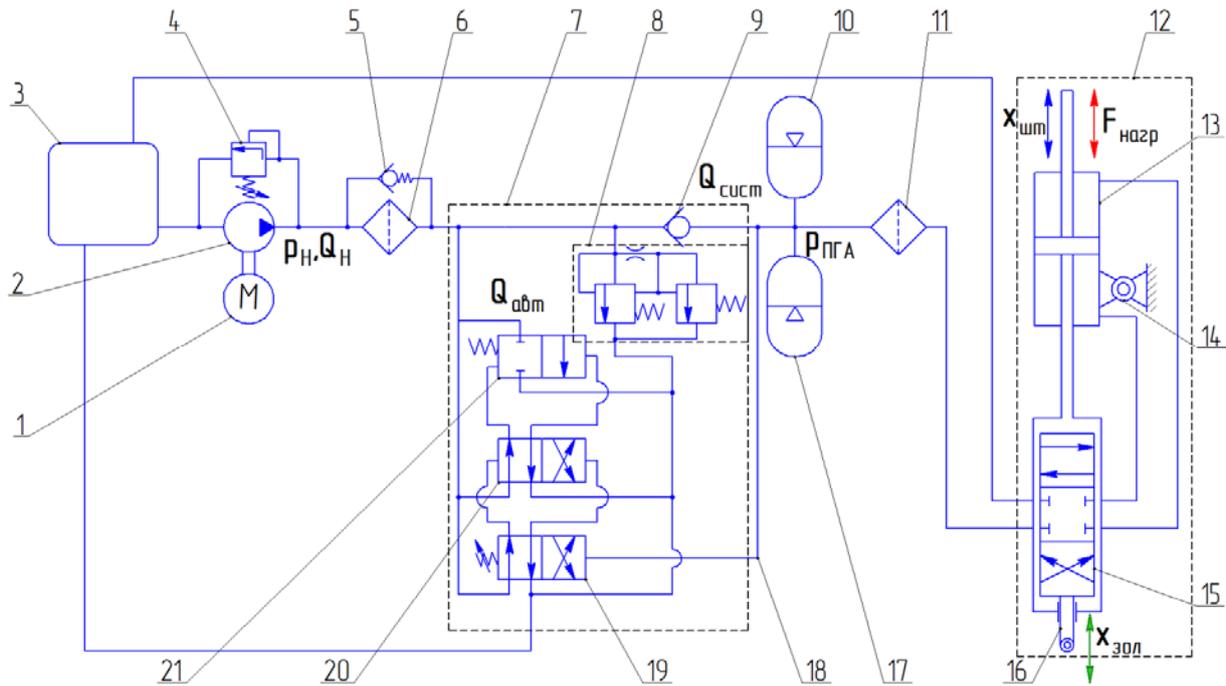


Рис. 2. Принципиальная схема энергообеспечивающей гидравлической системы вертолёта Ми-8: 1 – привод; 2 – насос; 3 – бак; 4 – предохранительный клапан прямого действия; 5 – перепускной клапан; 6, 11 – фильтр; 7 – автомат разгрузки насоса; 8 – предохранительный клапан непрямого действия; 9 – обратный клапан; 10, 17 – пневмогидравлический аккумулятор (ПГА); 12 – гидроусилитель (ГУ); 13 – гидроцилиндр гидроусилителя; 14 – опора; 15 – золотник гидроусилителя; 16 – механический толкатель; 18 – линия подвода давления от ПГА; 19 – командный золотник; 20 – промежуточный золотник; 21 – исполнительный золотник

В состав автомата разгрузки шестерённого насоса включены три золотниковые пары, функционирование которых обеспечивает поддержание давления в системе в установленном диапазоне, определяемом настройкой пружины командного золотника. При срабатывании автомата разгрузки и соединении насосной станции напрямую со сливом через исполнительную золотниковую пару питание гидроусилителя происходит от пневмогидравлических аккумуляторов.

Гидроусилитель 12 представляет собой следящее устройство, обеспечивающее снижение нагрузки на орган управления, подключаемый к распределительному золотнику ручного управления 15. Слив из гидроусилителя осуществляется через трубопроводы в бак. Шток цилиндра гидроусилителя преодолевает усилия, связанные с действием подъёмной силы винта вертолёта. В качестве имитатора действия данной нагрузки в натуральных и виртуальных испытаниях в качестве базового элемента может быть использована пружина с жёсткостью, обеспечивающей требуемые усилия на штоке при его движении. Для имитации более сложных зависимостей нагрузки от положения и скорости штока может использоваться пневмоуправляемый цилиндр.

Для исследования динамических процессов в гидравлической системе разработана её имитационная модель в программе SimulationX (рис. 3).

Разработанная модель учитывает пружинно-массовые характеристики подвижных элементов автомата разгрузки и гидроусилителя (их динамику), а также влияние внутренних каналов и полостей в указанных устройствах на динамические процессы в системе.

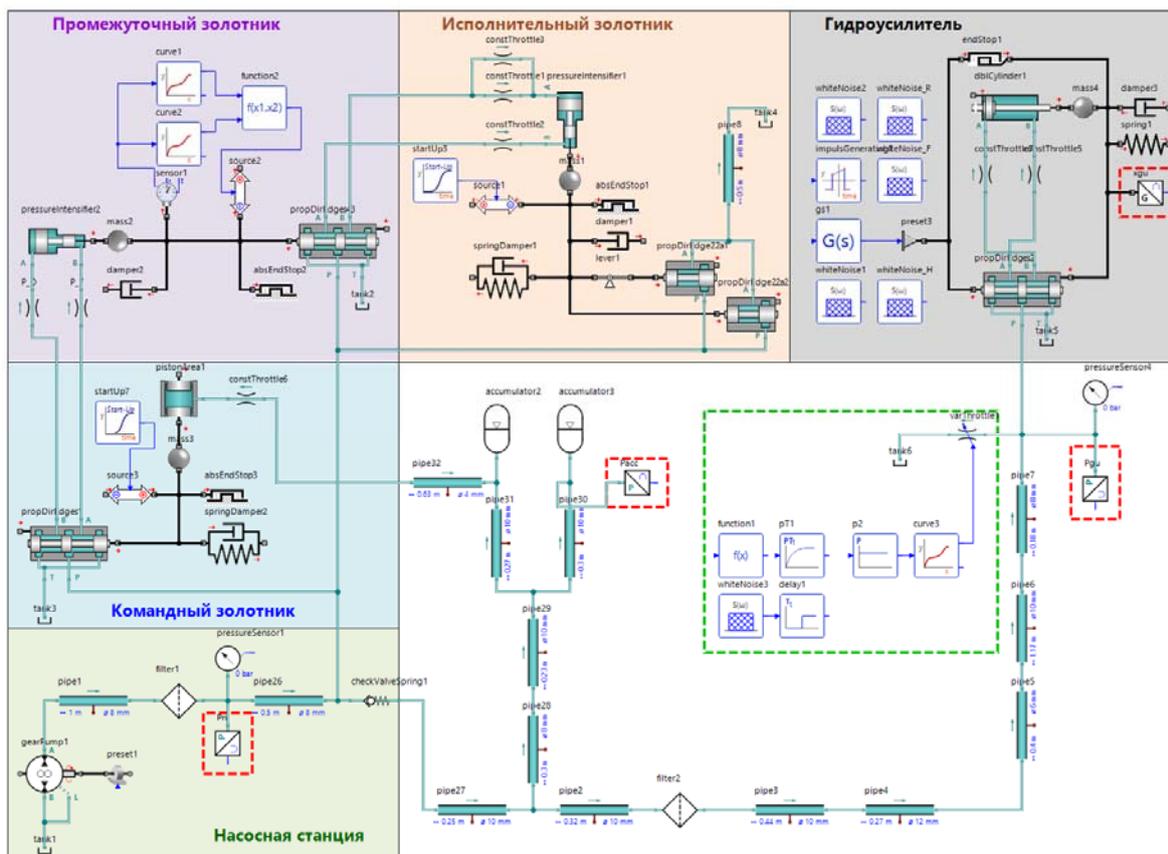


Рис. 3. Внешний вид имитационной модели гидравлической системы управления вертолётom Ми-8 в программе SimulationX

Известны и другие имитационные модели рассматриваемой ГС, разработанные авторами в программном пакете Matlab/Simscapе. Сравнительный анализ SimulationX и Matlab/Simscapе в отношении многообразия моделей элементов библиотек гидравлики, пневматики, механики и электрики, а также гибкости их настройки позволяет отдать предпочтение первой программе. Наличие библиотеки для моделирования и анализа неисправностей систем в SimulationX (SRA) позволяет рассматривать данную программу в качестве основной в дальнейших исследованиях задач надёжности и диагностики.

На рис. 4 – 6 приведены результаты расчёта, полученные при перемещении золотника ГУ. Сигнал управляющего воздействия представляет собой ступенчатое изменение положений золотника с шагом 10 с по случайному закону с нормальным распределением в диапазоне значений от 10 до 60 мм (рис. 4). При этом постоянная времени перехода с одного значения на другое задаётся также по случайному закону с нормальным распределением в диапазоне значений от 0,3 до 0,8 с.

В качестве нагрузки используется пружина с жёсткостью 214286 Н/м, обеспечивающая при полном выдвигении штока ГУ усилие 15 кН.

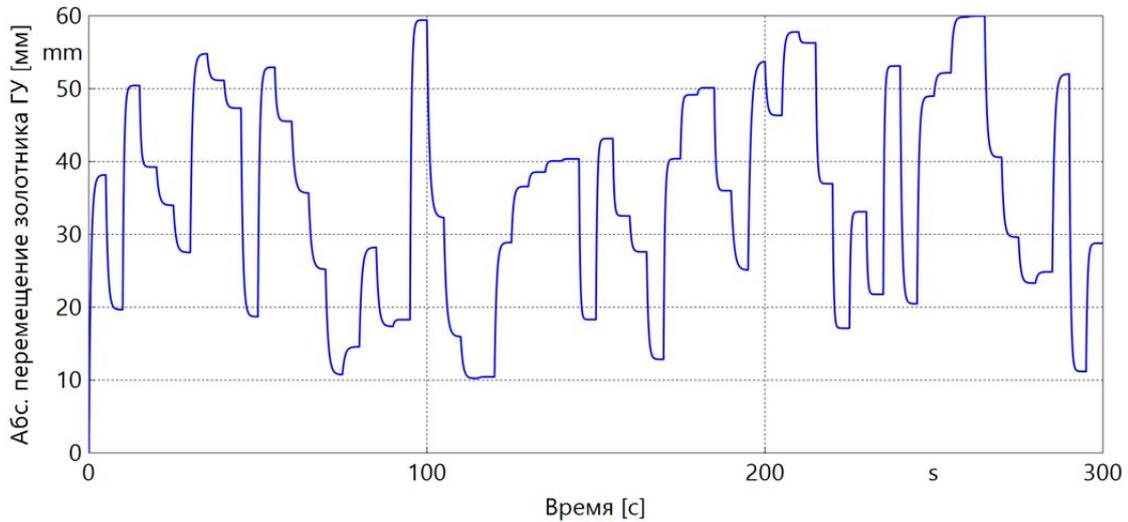


Рис. 4. Управляющее воздействие на золотник ГУ

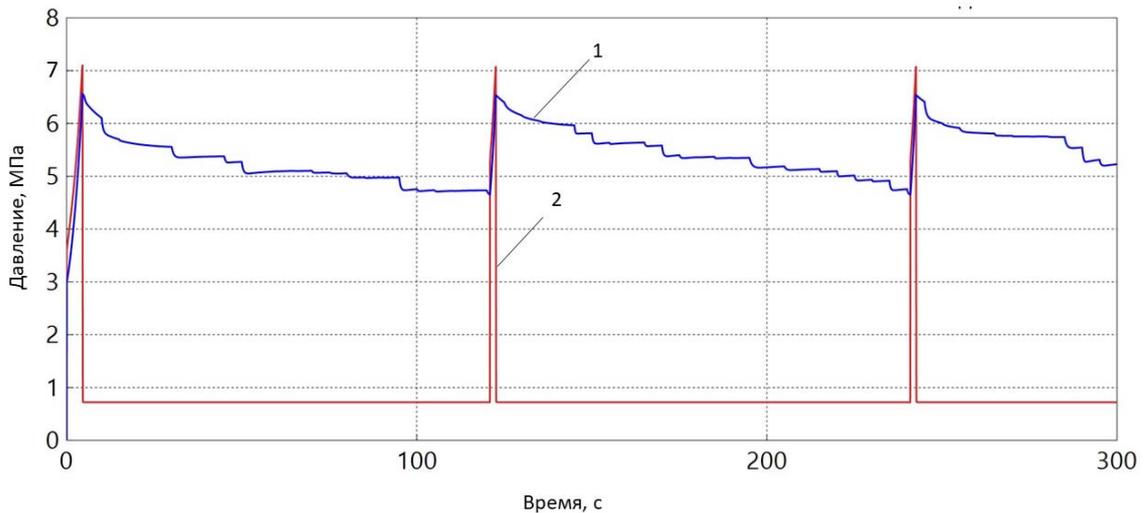


Рис. 5. Изменение давления рабочей жидкости в гидравлической системе с автоматом разгрузки при управляющем воздействии на золотник ГУ:  
1 – в линии ПГА; 2 – на выходе из насоса

На рис. 5 можно отметить ступенчатое падение давления в линии ПГА, что обусловлено изменением скорости движения золотника и штока ГУ.

Характерной особенностью протекающих процессов в рассматриваемой системе является «динамичность» их изменения. Например, при срабатывании автомата разгрузки (соединении напорной линии насоса со сливной) происходит резкое падение давления в напорной линии и, наоборот, резкое возрастание давления при отключении автомата разгрузки. В связи с этим возникает необходимость в правильном подходе при выборе измерительной аппаратуры, в частности датчиков для измерения основных параметров системы (давления, расхода, перемещения, температуры).

Полученные выше результаты расчёта представляют собой «идеальные» характеристики с точки зрения передачи информации к потребителю. На рис. 6 представлен увеличенный фрагмент переходного процесса возрастания и падения давления в напорной гидролинии в результате срабатываний автомата разгрузки.

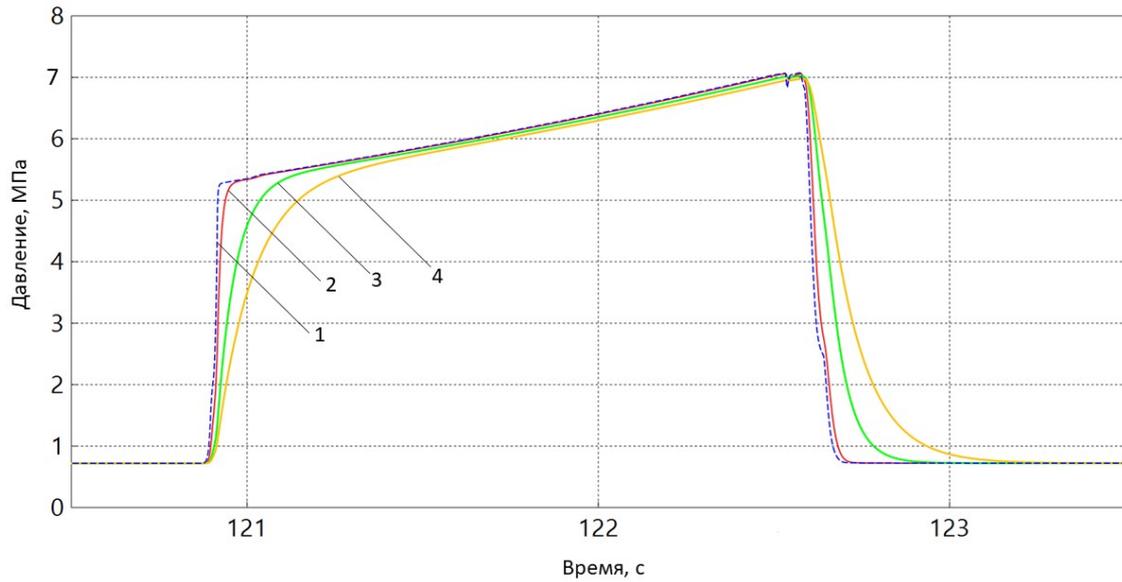


Рис. 6. Влияние постоянной времени датчика на измеренные значения давления рабочей жидкости в гидравлической системе с автоматом разгрузки при управляющем воздействии на золотник ГУ:  
 1 – без датчика; 2 – с датчиком, обладающим постоянной времени  $T_0 = 0,01$  с;  
 3 – с датчиком, обладающим постоянной времени  $T_0 = 0,05$  с;  
 4 – с датчиком, обладающим постоянной времени  $T_0 = 0,1$  с

На рис. 7 приведено сравнение градиентов сигналов давления, полученных с учётом датчика (постоянная датчика равна 0,01 с, соответствует кривой 2 на рис. 6) и для идеального случая (без учёта датчика).

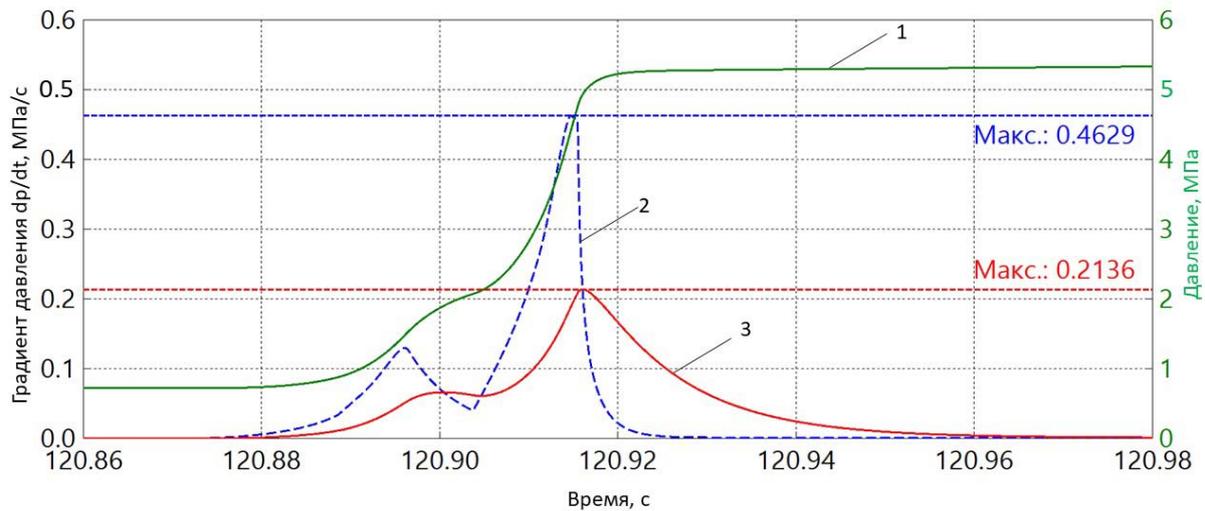


Рис. 7. Градиенты давлений без учёта датчика и с учётом датчика (с постоянной времени 10 мс):  
 1 – давление без учёта датчика; 2 – градиент давления без учёта датчика;  
 3 – градиент давления с учётом датчика ( $T = 10$  мс)

Постоянная переходного процесса изменения давления (кривая 1 на рис. 7) составляет 17 мс. В результате относительная постоянная времени датчика будет равна  $\bar{T}_o = T_o/T_c = 0,010/0,017 \approx 0,59$ . При этом динамическая погрешность, рассчитанная для полученных результатов согласно выражению (10), составляет:  $\Delta_{\text{м}} = (0,463 - 0,214)/0,463 \cdot 100\% = 54\%$ .

Таким образом, при относительной постоянной времени датчика 0,59 динамическая погрешность измерения давления составит 54 %. Полученный результат коррелирует с графической зависимостью на рис. 1, построенной в результате теоретических исследований, что подтверждает корректность разработанной методики.

Такая большая динамическая погрешность измерения, конечно, неприемлема для системы диагностирования, так как она приведёт к большой ошибке при диагностировании ЭГМС на основе методов машинного обучения по динамическим параметрам. Из приведённого на рис. 1 графика можно определить требуемое быстродействие датчика или постоянную его времени. Например, если задать динамическую погрешность измерения давления не более 5%, то относительная постоянная времени датчика будет равна  $\bar{T}_o = 0,01$  и при постоянной времени ЭГМС  $T_c = 17$  мс постоянная времени датчика давления должна быть не более  $T_o = 0,17$  мс.

### Заключение

По изложенной методике можно рассчитать в первом приближении динамическую погрешность измерения любого параметра, если известна постоянная времени датчика и максимальный градиент изменения параметра в системе. Путём обратного пересчёта можно определить требуемое быстродействие датчика, если задана допустимая погрешность измерения параметра и динамика процессов в системе. Расчётами энергообеспечивающей гидравлической системы вертолёта Ми-8 подтверждено соответствие динамической погрешности теоретической зависимости.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства экономического развития и инвестиций Самарской области в рамках подпрограммы «Развитие инновационного территориального аэрокосмического кластера Самарской области» на 2015 – 2030 годы государственной программы Самарской области «Создание благоприятных условий для инвестиционной и инновационной деятельности в Самарской области» на 2014 – 2030 годы (Договор № 62-2 от 10 сентября 2019 года).

### Библиографический список

1. Гориш А.В., Дмитриенко А.Г., Пивкин А.Г. Проблемы создания датчиковой аппаратуры для измерения, контроля, управления и диагностики физических параметров // Труды Международного симпозиума «Надёжность и качество». 2013. Т. 2. С. 48-53.
2. Абраменко Т.В., Гориш А.В., Кириллов А.Б. Общие принципы конструирования датчиковой аппаратуры для измерения различных физических параметров // Труды Международного симпозиума «Надёжность и качество». 2002. Т. 1. С. 202-204.
3. Yurasova E.V., Bizyaev M.N., Volosnikov A.S. General approaches to dynamic measurements error correction based on the sensor model // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия «Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника». 2016. Т. 16, № 1. С. 64-80. DOI: 10.14529/ctcr160106

4. Кузнецов Ф.И. Минимизация динамических погрешностей в датчиковых системах мониторинга и управления в реальном масштабе времени // Известия ЮФУ. Технические науки. 2014. № 4 (153). С. 63-69.

5. Ляшенко А.В. Информационно-измерительная система контроля частоты вращения ротора турбоагрегата стартового двигателя // Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль. 2016. № 1 (15). С. 37-42.

6. Liansheng L., Datong L., Zhang Y., Peng Y. Effective sensor selection and data anomaly detection for condition monitoring of aircraft engines // Sensors. 2016. V. 16, Iss. 5. DOI: 10.3390/s16050623

7. Yang S., Qiu J., Liu G. Sensor optimization selection model based on testability constraint // Chinese Journal of Aeronautics. 2012. V. 25, Iss. 2. P. 262-268. DOI: 10.1016/S1000-9361(11)60386-5

8. Cheng S., Azarian M.H., Pecht M.G. Sensor systems for prognostics and health management // Sensors. 2010. V. 10, Iss. 6. P. 5774-5797. DOI: 10.3390/s100605774

9. Guan F., Cui W.-W., Li L.-F., Wu J. A comprehensive evaluation method of sensor selection for PHM based on grey clustering // Sensors. 2020. V. 20, Iss. 6. DOI: 10.3390/s20061710

10. Jung D., Dong Y., Frisk E., Krysander M., Biswas G. Sensor selection for fault diagnosis in uncertain systems // International Journal of Control. 2020. V. 93, Iss. 3. P. 629-639. DOI: 10.1080/00207179.2018.1484171

11. Nesci A., De Martin A., Jacazio G., Sorli M. Detection and prognosis of propagating faults in flight control actuators for helicopters // Aerospace. 2020. V. 7, Iss. 3. DOI: 10.3390/aerospace7030020

12. Ким Д.П. Теория автоматического управления. Т. 1. Линейные системы. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2016. 312 с.

13. Андрушин А.В., Сабанин В.Р., Смирнов Н.И. Управление и инноватика в теплоэнергетике. М.: Издательский дом МЭИ, 2011. 392 с.

### **CALCULATING THE DYNAMIC ERROR IN MEASUREMENT OF ELECTROHYDROMECHANICAL SYSTEM PARAMETERS, TAKING INTO ACCOUNT THE OPERATING SPEED OF SENSORS**

© 2020

- A. M. Gareyev** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Maintenance;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[gareyev@ssau.ru](mailto:gareyev@ssau.ru)
- A. G. Gimadiev** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Power Plant Automatic System;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[gimadiev\\_ag@mail.ru](mailto:gimadiev_ag@mail.ru)
- D. M. Stadnik** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Power Plant Automatic System;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[sdm-63@bk.ru](mailto:sdm-63@bk.ru)
- I. A. Popelnyuk** Assistant Lecturer of the Department of Aircraft Maintenance;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[iap@ssau.ru](mailto:iap@ssau.ru)

It is necessary to ensure appropriate information content of the measuring instruments used for intelligent diagnosing systems of energy and technological complexes based on the measurement of dynamic parameters. Sensors and measuring equipment should possess sufficient accuracy, reliability, speed and consistency of performance. Types of sensors for measuring dynamic parameters are selected depending on the system's structure. They can be, for example, sensors for the

electrohydraulic systems of these complexes, pressure sensors, as well as sensors of flow and temperature of the working media, displacement of moving elements and vibration of the base members. The type of sensor intended for use in the diagnostic system is largely determined by the dynamics of the processes taking place in it. It is necessary that the sensors satisfy their performance requirements. If the sensors have lower speed than is necessary for the process dynamics in the electrohydraulic system, it can lead to dynamic measurement error and an error in the diagnostics of technical condition. In technical literature, the requirement for the sensor speed is indicated by the fact that it should be an order of magnitude higher than the dynamics of the processes occurring in the system. This approach is not acceptable for choosing the type of sensors for diagnostic systems, taking into account the process dynamics. Firstly, sensors for measuring with this required parameter may not be available. Secondly, even if there is a sensor with a parameter close in speed to the dynamics of the system processes, it is necessary to know in advance what dynamic error it can lead to and how it will affect the accuracy of the diagnostic system. An analytically generalized dependence of the dynamic measurement error of electrohydraulic system parameters on the relative sensor speed is obtained in this paper. This dependence allows you to choose a sensor with a dynamic error that does not exceed a given value. The calculation of the dynamic measurement error is shown using the MI-8 helicopter hydraulic system as an example.

*Electrohydraulic systems; diagnostics; parameter measurement; dynamic error; sensor speed; calculation of measurement error.*

*Citation:* Gareyev A.M., Gimadiev A.G., Stadnik D.M., Popelnyuk I.A. Calculating the dynamic error in measurement of electrohydraulic system parameters, taking into account the operating speed of sensors. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 2. P. 85-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-85-98

## References

1. Gorish A.V., Dmitrienko A.G., Pivkin A.G. Problems of creating sensor equipment for measuring, monitoring, controlling and diagnosing physical parameters. *Proceedings of the International Symposium «Reliability and Quality»*. 2013. V. 2. P. 48-53. (In Russ.)
2. Abramenko T.V., Gorish A.V., Kirilov A.B. General principles for the construction of sensor equipment for measuring various physical parameters. *Proceedings of the International Symposium «Reliability and Quality»*. 2002. V. 1. P. 202-204. (In Russ.)
3. Yurasova E.V., Bizyaev M.N., Volosnikov A.S. General approaches to dynamic measurements error correction based on the sensor model. *Bulletin of the South Ural State University. Ser. Computer Technologies, Automatic Control, Radio Electronics*. 2016. V. 16, no. 1. P. 64-80. (In Russ.). DOI: 10.14529/ctcr160106
4. Kuznetsov F.I. Minimising dynamic errors in the sensor systems of monitoring and control in real time. *Izvestiya SFedU. Engineering Sciences*. 2014. No. 4 (153). P. 63-69. (In Russ.)
5. Lyashenko A.V. Information-measuring system for rotor speed of rotation control of turbo generator booster engine. *Measuring. Monitoring. Management. Control*. 2016. No. 1 (15). P. 37-42. (In Russ.)
6. Liansheng L., Datong L., Zhang Y., Peng Y. Effective sensor selection and data anomaly detection for condition monitoring of aircraft engines. *Sensors*. 2016. V. 16, Iss. 5. DOI: 10.3390/s16050623
7. Yang S., Qiu J., Liu G. Sensor optimization selection model based on testability constraint. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2012. V. 25, Iss. 2. P. 262-268. DOI: 10.1016/S1000-9361(11)60386-5
8. Cheng S., Azarian M.H., Pecht M.G. Sensor systems for prognostics and health management. *Sensors*. 2010. V. 10, Iss. 6. P. 5774-5797. DOI: 10.3390/s100605774
9. Guan F., Cui W.-W., Li L.-F., Wu J. A comprehensive evaluation method of sensor selection for PHM based on grey clustering. *Sensors*. 2020. V. 20, Iss. 6. DOI: 10.3390/s20061710

10. Jung D., Dong Y., Frisk E., Krysander M., Biswas G. Sensor selection for fault diagnosis in uncertain systems. *International Journal of Control*. 2020. V. 93, Iss. 3. P. 629-639. DOI: 10.1080/00207179.2018.1484171

11. Nesci A., De Martin A., Jacazio G., Sorli M. Detection and prognosis of propagating faults in flight control actuators for helicopters. *Aerospace*. 2020. V. 7, Iss. 3. DOI: 10.3390/aerospace7030020

12. Kim D.P. *Teoriya avtomaticheskogo upravleniya. T. 1. Lineynye sistemy* [Theory of automatic control. V. 1. Linear systems]. Moscow: FIZMATLIT Publ., 2016. 312 p.

13. Andryushin A.V., Sabanin V.R., Smirnov N.I. *Upravlenie i innovatika v teploenergetike* [Control and innovation in heat power engineering]. Moscow: Izdatel'skiy Dom MEI Publ., 2011. 392 p.

## АКУСТИЧЕСКАЯ ДИАГНОСТИКА ЛОКАЛЬНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ ПРЯМОЗУБЫХ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ КОЛЁС В СОСТАВЕ МНОГОВАЛЬНОГО ПРИВОДА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕЙРОСЕТЕВЫХ МОДЕЛЕЙ

© 2020

- А. Н. Парфиевич** старший преподаватель кафедры «Машиностроение и эксплуатация автомобилей»;  
Брестский государственный технический университет,  
г. Брест, Республика Беларусь;  
[parfieвичand@gmail.com](mailto:parfieвичand@gmail.com)
- А. В. Драган** кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Машиностроение и эксплуатация автомобилей»;  
Брестский государственный технический университет,  
г. Брест, Республика Беларусь;  
[draganav@mail.ru](mailto:draganav@mail.ru)
- В. А. Сокол** старший преподаватель кафедры «Машиностроение и эксплуатация автомобилей»;  
Брестский государственный технический университет,  
г. Брест, Республика Беларусь;  
[sokolva@mail.ru](mailto:sokolva@mail.ru)

В ходе акустической диагностики многовальных приводов на основе цилиндрических прямозубых колёс специалист-диагност сталкивается с проблемой чрезмерной насыщенности анализируемого сигнала различного рода частотными составляющими. Сокращение объёма анализируемых данных может привести к потере важной диагностической информации. Поэтому для того, чтобы снизить нагрузку на диагноста и при этом сохранить точность диагностики локального повреждения зуба зубчатого колеса, необходимо выявить перечень информативных частотных составляющих. Они должны реагировать на появление данного дефекта в зоне зубозацепления и иметь достаточно хорошо изученную математическую основу, что даст возможность использовать методы их автоматического определения. Полученный цифровой образ позволит применить для его обработки искусственные нейросетевые модели.

*Эвольвентные цилиндрические прямозубые колёса; локальный дефект; акустический сигнал; нейросетевая модель.*

---

**Цитирование:** Парфиевич А.Н., Драган А.В., Сокол В.А. Акустическая диагностика локальных повреждений прямозубых цилиндрических колёс в составе многовального привода с использованием нейросетевых моделей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 2. С. 99-106. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-99-106

### Введение

В процессе эксплуатации многовальных приводов на основе цилиндрических прямозубых передач при безработных методах диагностики специалист-диагност сталкивается с большим объёмом информации, которую необходимо проанализировать. При этом каждый элемент диагностируемого привода вносит свой вклад в формирование итогового акустического сигнала. Скорость постановки диагноза будет зависеть при этом от функциональных возможностей используемого анализатора и опытности специалиста-диагноста. Сократить объём анализируемой информации сложно, т.к. это может привести к утрате важной диагностической информации. Но в рамках анализируемого акустического сигнала представляется возможным определить перечень информативных частотных составляющих, проследив за изменением которых можно выявить дефектное зубчатое колесо. Для повышения объективности процедуры диагностирования возможно рассмотреть синтез одного из классических методов обработки

акустического сигнала и одного из современных методов математической обработки поступающей информации.

### Постановка задачи

В любом техническом состоянии прямозубое зубчатое колесо в составе многовального привода всегда генерирует различного рода колебания, связанные чаще всего с динамическими явлениями непосредственно в самом зубчатом зацеплении, а также погрешностями изготовления и монтажа применяемых зубчатых колёс [1 – 4].

Исходя из этого, в спектре акустического сигнала можно выделить определённый перечень информативных частотных составляющих:

– частотные составляющие, кратные частоте вращения элементов привода  $f_{ep}$ :

$$f_{epi} = k \frac{n_i}{60}, \quad n_i = n_{i-1} \frac{z_{i-1}}{z_i}, \quad (1)$$

где  $n_i$  – частота вращения  $i$ -го вала;  $z_{i-1}$ ,  $z_i$  – числа зубьев ведущего колеса предыдущего вала и ведомого колеса  $i$ -го вала;  $k$  – коэффициент, принимаемый равным 1, 2, 3 и т.д.;

– частотные составляющие, соответствующие частоте пересопряжения зубьев всех зубчатых пар  $f_z$ , а также на кратных им частотах:

$$f_z = z_1 f_{1ep} = z_2 f_{2ep}, \quad (2)$$

где  $z_1, z_2$  – числа зубьев;  $f_{1ep}, f_{2ep}$  – частоты вращения сопряжённых колёс;

– частотные составляющие, соответствующие колебаниям с комбинированными частотами  $mf_z \pm nf_o$ , возникающими вследствие различного рода модуляций сигнала ( $m, n = 0, 5; 1; 1, 5; 2$  и т.д.). Как правило, они появляются в окрестности  $f_{1z}$  и кратным ей гармоникам  $k f_{1z}$ , расположены симметрично относительно них и отстоят друг от друга на величину  $f_{ep}$ .

Математический аппарат получения данного перечня информативных частотных составляющих достаточно изучен и поэтому вычисление их было автоматизировано и реализовано в рамках используемого диагностического комплекса. Это позволило сократить время обработки поступающего объёма информации с диагностируемого привода и снизить нагрузку на специалиста-диагноста.

Эффективность диагностики и мониторинга текущего состояния исследуемого объекта зависит от числа составляющих анализируемого сигнала, доступных для измерения и его анализа с представлением в виде спектра посредством преобразования Фурье. В наиболее часто применяемых анализаторах разрешение спектра составляет 4000-8000 линий, что приводит к потере некоторых составляющих, которые могут нести важную информацию о техническом состоянии исследуемого объекта (рис. 1). Однако оценивая результаты собственных экспериментальных исследований и представленную в литературных источниках информацию, можно сделать вывод о недостаточности такого разрешения по частоте. В связи с этим в Брестском государственном техническом университете совместно со специалистами Белорусского государственного университета создан и используется в экспериментальных исследованиях аппаратно-программный комплекс, который позволяет получать спектральные характеристики с

количеством линий до 524000. Это даёт возможность добиться разрешения по оси частот не более 0,1 Гц в частотном диапазоне до 20 кГц. Благодаря высокому динамическому диапазону применяемого оборудования, составляющему более 90 дБ, можно зафиксировать мельчайшие по амплитуде частотные составляющие во всех частотных диапазонах. Аппаратно-программный комплекс позволяет с высокой степенью точности производить снятие информации об акустических процессах, возникающих в процессе эксплуатации многовальных зубчатых приводов [5].

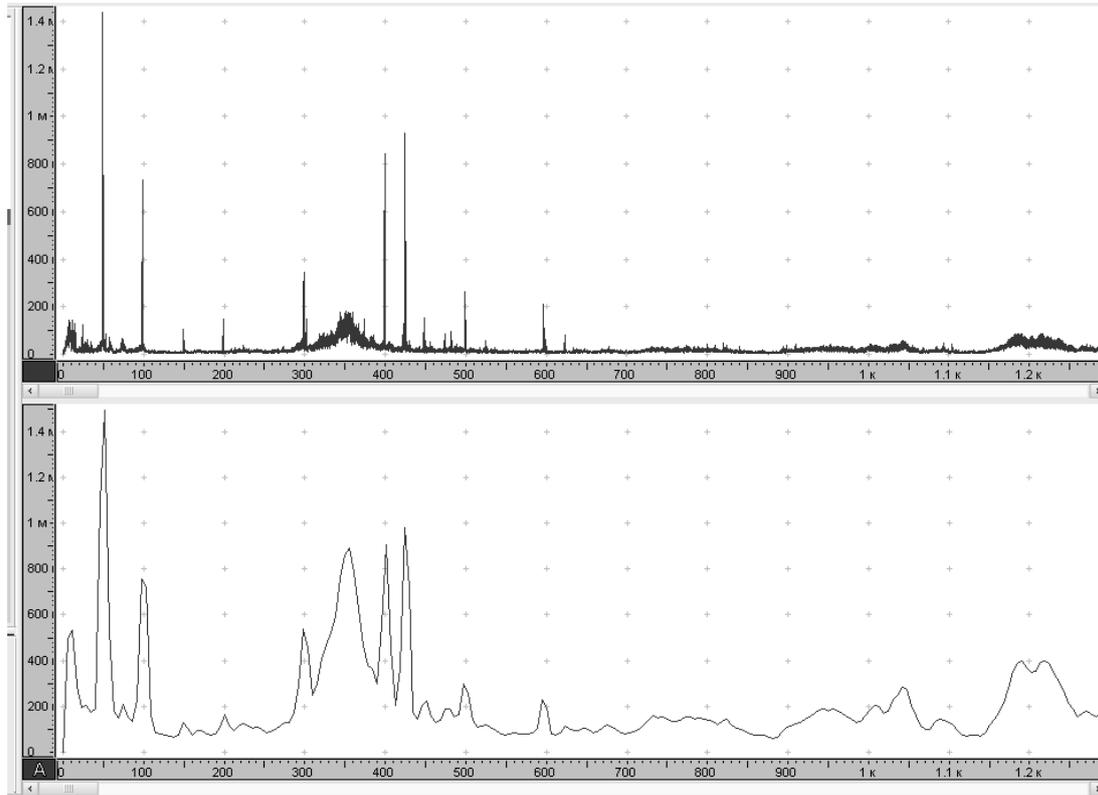


Рис. 1. Фрагменты спектров акустического сигнала многовального зубчатого привода при использовании окна Ханна и числа линий спектра 524000 (сверху) и 8000 (снизу)

### Объект экспериментальных исследований

Одним из объектов экспериментальных исследований, в ходе которых был предложен синтез классического метода обработки акустического сигнала и одного из современных методов математической обработки поступающей информации, стал трёхосный горизонтальный редуктор с цилиндрическими прямозубыми колёсами. На зубчатом колесе  $Z = 40$  моделировался локальный дефект в виде отсутствия части зуба по его длине.

В качестве источника информации использовался акустический сигнал, сформированный аппаратно-программным комплексом на основе данных, полученных с измерительного микрофона с капсулом M101, установленного на расстоянии 200 мм от корпуса коробки скоростей в горизонтальной плоскости.

Одновременное применение преобразователей угловых перемещений на входном и выходном валах привода даёт возможность с высокой точностью определять частоты вращения входного и выходного вала и частоты характерных составляющих на спектре анализируемого сигнала. Испытания проводились как без нагрузки, так и под нагрузкой.

### Результаты измерений и обработки данных

Принимая во внимание большое число анализируемых компонентов в акустическом сигнале, посредством функции автоматического их определения был сформирован числовой образ (30 по каждому из состояний) каждого из классов состояний зуба эвольвентного прямозубого колеса, входящего в состав диагностируемого привода (таблица).

Таблица. Классификация состояния зуба экспериментальной шестерни  $Z = 40$

№ класса	Состояние зуба
1	Без дефектов
2	25% длины зуба повреждено
3	50% длины зуба повреждено
4	75% длины зуба повреждено
5	Скол зуба

После проведения анализа классических архитектур искусственных нейронных сетей для решения поставленной задачи было выявлено, что наиболее подходящей является нейросетевая модель векторного квантования на основе нейронов Кохонена. Она характеризуется малым объёмом обучающейся выборки, что позволит обучить её на ограниченном объёме данных для рассматриваемого случая.

Предлагаемая структура нейросетевой модели состоит из трёх слоёв (рис. 2):

- первый слой формируется на основе данных, получаемых посредством функции автоматического определения информативных частотных составляющих, и предназначен для распределения входных сигналов на нейроны Кохонена скрытого слоя;
- второй слой играет ключевую роль в классификации данных и осуществляет кластеризацию входного пространства образов, в результате чего образуются кластеры различных образов, каждому из которых соответствует свой нейронный элемент;
- третий слой осуществляет отображение количества диагностируемых классов (таблица).

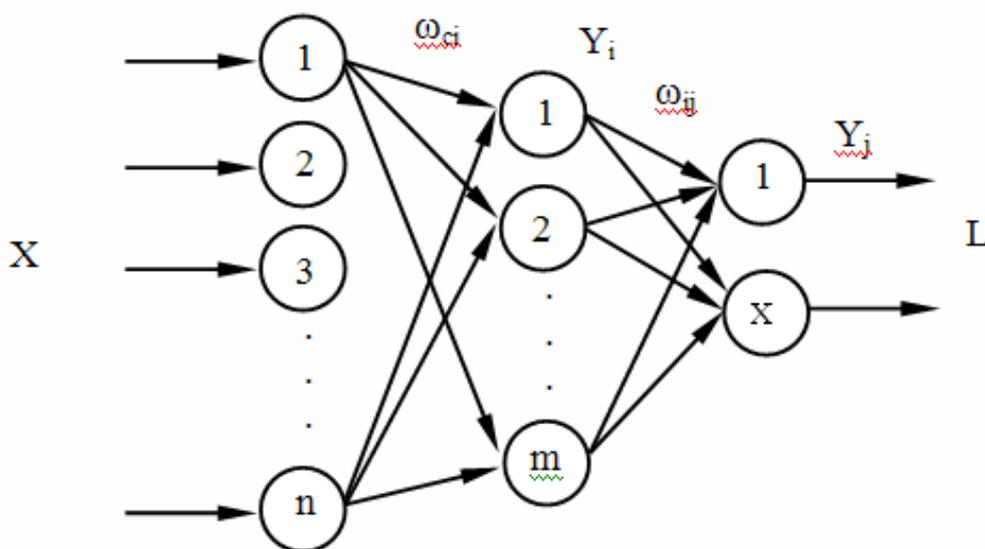


Рис. 2. Условное отображение структуры нейросетевой модели, построенной на нейронах Кохонена

Для использования нейросетевого классификатора производилось его обучение на основе сформированных данных, проводимое с помощью «учителя» [6 – 8]. Это необходимо для того, чтобы в процессе обучения можно было жёстко «связать» каждый входной набор данных с целевым набором, представляющим собой требуемый выход.

Результат обучения может быть представлен в виде матрицы неточностей – это матрица размера  $N$  на  $N$ , где  $N$  – это количество классов (рис. 3). Столбцы этой матрицы резервируются за экспертными решениями, а строки – за решениями классификатора. Когда классифицируются данные из тестовой выборки, им инкрементируется число, стоящее на пересечении строки класса, который вернул классификатор, и столбца класса, к которому действительно относится образ.

Классы выходных данных	1	24 20.0%	0 0.0%	0 0.0%	0 0.0%	0 0.0%	100% 0.0%
	2	0 0.0%	20 16.7%	0 0.0%	0 0.0%	0 0.0%	100% 0.0%
	3	0 0.0%	4 3.3%	24 20.0%	0 0.0%	0 0.0%	85.7% 14.3%
	4	0 0.0%	0 0.0%	0 0.0%	24 20.0%	0 0.0%	100% 0.0%
	5	0 0.0%	0 0.0%	0 0.0%	0 0.0%	24 20.0%	100% 0.0%
		100% 0.0%	33.3% 16.7%	100% 0.0%	100% 0.0%	100% 0.0%	96.7% 3.3%
	1	2	3	4	5	Классы классифицируемых данных	

Рис. 3. Матрица неточностей обучения нейросетевой модели векторного квантования

Из представленных выше результатов видно, что общая точность классификации разработанной нейросетевой модели векторного квантования составляет 96,7%. Причём точность классификации 1-го, 3-го, 4-го и 5-го классов составила 20%, а точность классификации 2-го класса – 16,7% (рис. 3). Относительно невысокая точность классификации второго класса связана со средней квадратичной ошибкой обучения нейронной сети, которая составила 0,0133, т.е. нейронная сеть не смогла обучиться полностью (идеальным является значение средней квадратичной ошибки равное нулю). Как видно из рис. 3, в процессе обучения нейронная сеть не смогла корректно научиться классифицировать образы из 2-го класса, где она показала точность классификации равной 96,7%, что и отразилось на группировании тестового набора данных (рис. 4). Данный недостаток может быть устранён изменением количества нейронов в скрытом слое или увеличением размерности обучающей выборки.

Классы выходных данных	1	6 20.0%	0 0.0%	0 0.0%	0 0.0%	0 0.0%	100% 0.0%
	2	0 0.0%	5 16.7%	0 0.0%	0 0.0%	0 0.0%	100% 0.0%
	3	0 0.0%	1 3.3%	6 20.0%	0 0.0%	0 0.0%	85.7% 14.3%
	4	0 0.0%	0 0.0%	0 0.0%	6 20.0%	0 0.0%	100% 0.0%
	5	0 0.0%	0 0.0%	0 0.0%	0 0.0%	6 20.0%	100% 0.0%
			100% 0.0%	83.3% 16.7%	100% 0.0%	100% 0.0%	100% 0.0%
		1	2	3	4	5	
		Классы классифицируемых данных					

Рис. 4. Матрица неточностей обработки нейросетевой моделью векторного квантования тестируемой выборки

После определения структуры нейросетевой модели и метода обучения алгоритм её работы можно представить в следующем виде:

1. Ссылка на сформированный блок данных, согласно которому происходит классификация рассматриваемых состояний анализируемого колеса.
2. Нормализация всех входных данных.
3. Разбивка каждого блока, характеризующего состояние анализируемого колеса, на обучающую и тестируемую выборку.
4. Описание структуры используемой нейросетевой модели: количество входных нейронов, количество скрытых нейронов (определяется экспериментально и зависит от типа решаемой задачи), количество выходных нейронов.
5. Определение на основе экспериментальных данных минимального значения ошибки обучения, дающего максимальный результат при классификации тестируемой выборки.
6. Предварительная проверка обученной нейросетевой модели на выбранной тестируемой выборке.

### Заключение

Таким образом, использование в качестве инструмента анализа поступающей информации искусственных нейронных сетей при диагностировании локальных повреждений зуба в виде частичной потери его рабочей поверхности показало свою достаточно высокую эффективность и точность. Предложенная структура нейросетевого классификатора характеризуется малым объемом обучающей выборки и отличается высоким уровнем точности кластеризации при анализе акустического сигнала, что позволяет использовать её для такого класса объектов как зубчатые приводы.

### Библиографический список

1. Генкин М.Д. Вопросы акустической диагностики // В кн.: «Методы виброизоляции машин и присоединенных конструкций». М.: Наука, 1975. С. 67-91.
2. Попков В.И., Мышинский Э.Л., Попков О.И. Виброакустическая диагностика в судостроении. Л.: Судостроение, 1989. 256 с.
3. Русов В.А. Диагностика дефектов вращающегося оборудования по вибрационным сигналам. Пермь: Вибро-Центр, 2012. 252 с.
4. Ширман А.Р., Соловьев А.Б. Практическая вибродиагностика и мониторинг состояния механического оборудования. М.: Наука, 1996. 276 с.
5. Драган А.В., Стецко И.П., Ромашко Д.А., Левкович Н.В. Новые аппаратно-программные средства для исследования и диагностики механических систем // Вестник Брестского государственного технического университета. 2006. № 4. С. 17-26.
6. Головкин В.А. Нейрокомпьютеры и их применение. Кн. 4. Нейронные сети: обучение, организация, применение. М.: ИПРЖР, 2001. 256 с.
7. Комашинский В.И., Смирнов Д.А. Нейронные сети и их применение в системах управления и связи. М.: Горячая линия-Телеком, 2003. 94 с.
8. Kohonen T. Self-organized formation of topologically correct feature maps // Biological Cybernetics. 1982. V. 43, Iss. 1. P. 59-69. DOI: 10.1007/bf00337288

## ACOUSTIC DIAGNOSTICS OF LOCAL DAMAGES OF SPUR WHEELS IN MULTI-SHAFT DRIVE USING NEURAL NETWORK MODELS

© 2020

- A. N. Parfiyevich** Senior Lecturer of the Department “Mechanical Engineering and Car Operation”; Brest State Technical University, Brest, Republic of Belarus;  
[parfiyevichand@gmail.com](mailto:parfiyevichand@gmail.com)
- A. V. Dragan** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Associate Professor of the Department “Mechanical Engineering and Car Operation”; Brest State Technical University, Brest, Republic of Belarus;  
[draganav@mail.ru](mailto:draganav@mail.ru)
- V. A. Sokol** Senior Lecturer of the Department “Mechanical Engineering and Car Operation”; Brest State Technical University, Brest, Republic of Belarus;  
[sokolva@mail.ru](mailto:sokolva@mail.ru)

In the course of acoustic diagnosis of multi-shaft drives on the basis of spur wheels, the diagnostician is faced with the problem of excessive saturation of the analyzed signal with various kinds of frequency components. Reducing the amount of data analyzed may result in the loss of important diagnostic information. Therefore, in order to make the diagnostician's work easier and at the same time maintain the accuracy of the diagnosed local damage to the gear tooth it is necessary to identify the list of informative frequency components. They should respond to the occurrence of this defect in the tooth-contact zone and have a sufficiently thoroughly studied mathematical framework that will make it possible to use methods of their automatic determination. The obtained digital image will allow using artificial neural network models for its processing.

*Involute spur wheels; local defect; acoustic signal; neural network model.*

---

*Citation:* Parfiyevich A.N., Dragan A.V., Sokol V.A. Acoustic diagnostics of local damages of spur wheels in multi-shaft drive using neural network models. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 2. P. 99-106. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-99-106

## References

1. Genkin M.D. Voprosy akusticheskoy diagnostiki. *V kn.: «Metody vibroizolyatsii mashin i prisoedinennykh konstruktsiy»*. Moscow: Nauka Publ., 1975. P. 67-91.
2. Popkov V.I., Myshinskiy E.L., Popkov O.I. *Vibroakusticheskaya diagnostika v sudostroenii* [Vibroacoustic diagnostics in shipbuilding]. Leningrad: Sudostroenie Publ., 1989. 256 p.
3. Rusov V.A. *Diagnostika defektov vrashchayushchegosya oborudovaniya po vibratsionnym signalam* [Diagnostics of defects of rotating equipment by vibration signals]. Perm: Vibro-Tsentr Publ., 2012. 252 p.
4. Shirman A.R., Solov'ev A.B. *Prakticheskaya vibrodiagnostika i monitoring sostoyaniya mekhanicheskogo oborudovaniya* [Practical vibration-based diagnostics and monitoring of the condition of mechanical equipment]. Moscow: Nauka Publ., 1996. 276 p.
5. Dragan A.V., Stetsko I.P., Romashko D.A., Levkovich N.V. New hardware and software tools for research and diagnostics of mechanical systems. *Vestnik Brestskogo Gosudarstvennogo Tekhnicheskogo Universiteta*. 2006. No. 4. P. 17-26. (In Russ.)
6. Golovko V.A. *Neyrokompyutery i ikh primeneniye. Kn. 4. Neyronnye seti: obucheniye, organizatsiya, primeneniye* [Neural networks: training, organization, application]. Moscow: IPRZhR Publ., 2001. 256 p.
7. Komashinskiy V.I., Smirnov D.A. *Neyronnye seti i ikh primeneniye v sistemakh upravleniya i svyazi* [Neural networks and their application in control and communication systems]. Moscow: Goryachaya Liniya-Telekom Publ., 2003. 94 p.
8. Kohonen T. Self-organized formation of topologically correct feature maps. *Biological Cybernetics*. 1982. V. 43, Iss. 1. P. 59-69. DOI: 10.1007/bf00337288

## ТЕХНОЛОГИЯ МАЛОЭМИССИОННОГО СЖИГАНИЯ ТОПЛИВА И КОНСТРУКТИВНЫЙ ОБЛИК КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ

© 2020

**Ю. И. Цыбизов** доктор технических наук, профессор кафедры теплотехники и тепловых двигателей;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[2422490@mail.ru](mailto:2422490@mail.ru)

**Д. Д. Тюлькин** аспирант;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[tyulkin.dmitriy@gmail.com](mailto:tyulkin.dmitriy@gmail.com)

**И. Е. Воротынцев** аспирант;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[vorotintsev15@yandex.ru](mailto:vorotintsev15@yandex.ru)

В настоящее время основное направление совершенствования камер сгорания авиационных газотурбинных двигателей и наземных газотурбинных установок связано с уменьшением концентрации вредных веществ в отработанных газах при обеспечении экономичности и эксплуатационной эффективности. Особая роль в конструктивном облике газотурбинных двигателей и газотурбинных установок отводится решению проблемы организации рабочего процесса горения, т.е. разработке малоэмиссионной системы сжигания, обеспечивающей высокую эффективность и экологическую безопасность. Таким образом, экология сегодня определяет не только облик камеры сгорания, но и двигателя в целом. Представлено обобщение результатов отработки системы малоэмиссионного сжигания топлива в различных видах камер сгорания конвертируемых (авиапроизводных) газотурбинных установок и примеры единого подхода к вопросу создания конструктивного облика малоэмиссионной камеры сгорания.

*Газотурбинная установка; малоэмиссионная камера сгорания; «обеднённая» топливовоздушная смесь; малоэмиссионная система горения.*

**Цитирование:** Цыбизов Ю.И., Тюлькин Д.Д., Воротынцев И.Е. Технология малоэмиссионного сжигания топлива и конструктивный облик камеры сгорания газотурбинной установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 2. С. 107-120. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-107-120

### Введение

Сегодня определены и действуют приоритетные направления развития авиационных газотурбинных двигателей (ГТД), которые распространяются и на конвертируемые наземные газотурбинные установки (ГТУ):

- сокращение проектных разработок новых базовых двигателей;
- увеличение модификаций существующих двигателей, хорошо зарекомендовавших себя в эксплуатации.

Перед разработчиками авиационной и наземной техники стоит задача кардинального улучшения экологических характеристик за счёт внедрения новых технологий сжигания любых видов топлив.

В качестве новой прорывной технологии рассматривается концепция создания малоэмиссионной камеры сгорания (МКС), выполняющей требования экологической безопасности. Проблему создания МКС в основном обуславливает отсутствие завершённой теории горения и расчёта рабочего процесса подобно методу расчёта лопаточ-

ных машин. В результате большинство ведущих ОКБ развивают свои концепции создания МКС и вынуждены развивать собственную методологию и экспериментальную базу отработки горения. Негативным фактором является и отсутствие централизованной кооперации по вопросам отработки малоэмиссионной системы горения ГТУ и целевого финансирования. При этом следует отметить, что представления о конструктивном облике МКС в виде руководства для конструкторов весьма далеки от идеала. В связи с этим необходимы дальнейшие исследования и обобщения результатов эксплуатации.

Из детального анализа современных требований следует, что проектируемая вновь МКС для перспективных ГТД и ГТУ должна сопровождаться увеличением температуры газов на 200...300 К, увеличением долговечности жаровой трубы в 3...4 раза при двукратном снижении доли воздуха на охлаждение стенок, двукратным и более снижением эмиссии вредных веществ по сравнению с достигнутыми уровнями сегодняшнего дня.

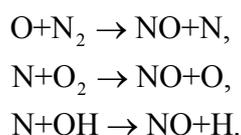
Очевидно, что решение проблемы создания МКС в первую очередь связано с наличием необходимой расчётно-экспериментальной базы исследования рабочего процесса организации горения с имитацией рабочих условий, наличием современного контрольно-измерительного и информационно-обрабатывающего комплекса, т.е. связано с большими финансовыми затратами.

### **Рабочий процесс горения**

Наибольшее распространение получили концепция организации рабочего процесса малоэмиссионного горения – «обеднение, предварительное перемешивание и испарение» (LPP – Lean, premixed and prevaporised) и новый подход – реализация устойчивого «ультрабедного» горения, имеющего концентрационные пределы, вне которых существование устойчивого процесса невозможно [1 – 4].

В основе этой концепции лежит действие трёх механизмов образования  $\text{NO}_x$ : термический путь (или механизм Зельдовича), «быстрое» образование  $\text{NO}_x$  (механизм Фенимора), образование окислов через  $\text{N}_2\text{O}$  и образование окислов из топливного азота [2].

1. Суть механизма Зельдовича заключается в протекании следующих реакций:



Механизм называется термическим, так как первая из приведённых реакций имеет очень высокую энергию активации (межмолекулярная связь в молекуле азота чрезвычайно сильна); скорость же реакции напрямую зависит от концентрации реагентов и температуры, которой пропорциональна константа скорости. Ключевым параметром процесса горения, ответственным за наработку  $\text{NO}_x$ , таким образом, является коэффициент избытка окислителя – максимальный выход окислов наблюдается в смеси стехиометрического состава, где температура максимальна. Существенную роль играют размеры камеры и время нахождения смеси в высокотемпературной зоне.

2. «Быстрые»  $\text{NO}_x$  нарабатываются в основном на начальном участке факела, в области фронта со стороны свежей, ещё несгоревшей смеси, где отсутствуют термические  $\text{NO}_x$ . Механизм образования «быстрых» окислов более сложный, поскольку в нём

участвуют радикалы  $\text{CN}$ , выступающие в горении в качестве промежуточного компонента.

3.  $\text{N}_2\text{O}$  – разрушение и окисление образовавшегося  $\text{N}_2$  до  $\text{NO}$  с остатком части непрореагировавшего  $\text{N}_2$ .

Главным фактором образования  $\text{NO}_x$  является температура в зоне горения [5;6]. Уровень концентрации  $\text{NO}_x$  экспоненциально возрастает с повышением температуры пламени. Для уменьшения выхода оксидов азота в первую очередь необходимо снизить температуру в зоне горения и исключить локальный заброс температуры, т.е. недостаточно достигнуть приемлемого снижения средней температуры в зоне горения камеры, если останутся локальные области высокой температуры. Следует также иметь в виду, что для высоконагруженных камер сгорания ГТД и ГТУ химические превращения в процессе горения, в отличие от представлений химической кинетики, связаны и лимитируются законами сопутствующих физических явлений.

Существенная роль здесь отводится вопросам:

– динамической составляющей химической кинетики (зависимости скорости реакций от параметров и режима работы двигателя);

– распространения пламени в скоростном турбулентном потоке (крупномасштабная или мелкомасштабная турбулентность) ограниченного объема. Рассматривается процесс взаимодействия турбулентной теплопроводности, турбулентной и молекулярной диффузии и химического превращения в зоне горения.

При этом используются два подхода для оценки механизма горения:

– «поверхностный» – горение с поверхности фронта пламени (моделирование по скорости распространения пламени);

– «объёмный» – горение в объёме (понятие о реакторе идеального смешения в зонах горения).

Два подхода практически приводят к одному результату. Обычно используется второй подход, т.к. превалирует влияние режимных параметров. Широкое распространение получил реакторный механизм горения, при котором зона горения разделяется на несколько взаимосвязанных реакторов [7].

Разрабатывается малоэмиссионная система сжигания топлива [3-5], включающая:

– малоэмиссионную камеру сгорания (МКС) с эффективной системой охлаждения элементов конструкции, обеспечивающую «ультрабедное» горение, устраняющее противоречивую связь выброса  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  и устойчивую работу во всём предусмотренном диапазоне изменения состава топливовоздушной смеси;

– специальное горелочное устройство с многостадийной схемой горения и малым временем пребывания продуктов сгорания в зоне высоких температур;

– автоматизированную систему регулирования по топливу и воздуху (АСУ КС), осуществляющую управление клапанами перепуска компрессора, перепуском воздуха из КС и каскадным подключением горелок для улучшения запуска и снижения выброса  $\text{CO}$  на низких режимах.

При этом требуется обеспечение полной совместимости МКС с компрессором, турбиной и другими системами ГТД и ГТУ.

Определились направления конструирования МКС стационарных и авиапроизводных ГТУ, имеющих как общие сходства, так и кардинальные различия. Наибольшее распространение получили следующие виды конструкций КС:

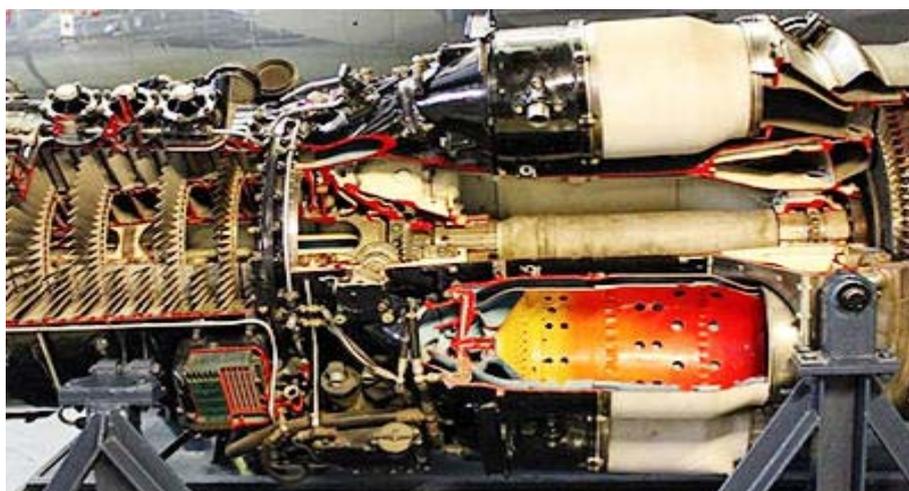
– трубчатые, состоящие из набора жаровых труб малого диаметра, расположенных в пространстве между компрессором и турбиной (рис.1) и имеющих индивидуаль-

ный наружный корпус, и «башенные» как частный случай трубчатой камеры, у которой имеются одна или две жаровые трубы, расположенные перпендикулярно к оси газогенератора (рис. 2);

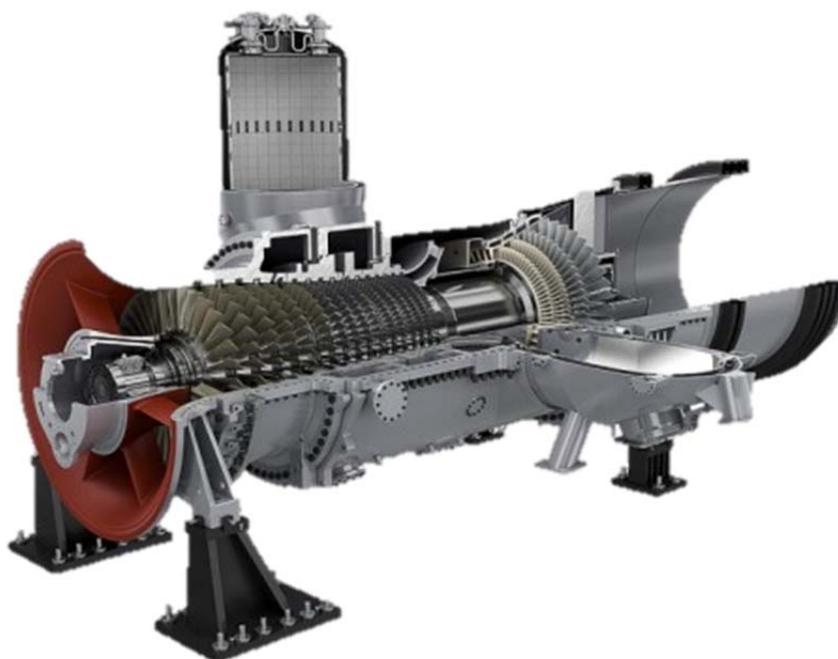
– трубчато-кольцевые, включая выносные жаровые трубы (ВЖТ), расположенные на корпусе турбины под углом к оси ГТУ и заканчивающиеся индивидуальным либо общим кольцевым газосборником в пространстве между компрессором и турбиной, соединяемые обычно друг с другом патрубками пламепереброса (рис. 3);

– кольцевые, имеющие одну жаровую трубу (рис. 4);

– нетрадиционные (керамические и т.д.), в которых отсутствует охлаждение стенок жаровых труб, что обуславливает снижение эмиссии  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  (за счёт горячего пристеночного слоя), а также отсутствует охлаждение турбинных ступеней, что приводит к увеличению КПД.



*Рис. 1. Традиционная трубчатая КС*



*Рис. 2. ГТУ SGT5-2000e с трубчатой «башенной» камерой сгорания*

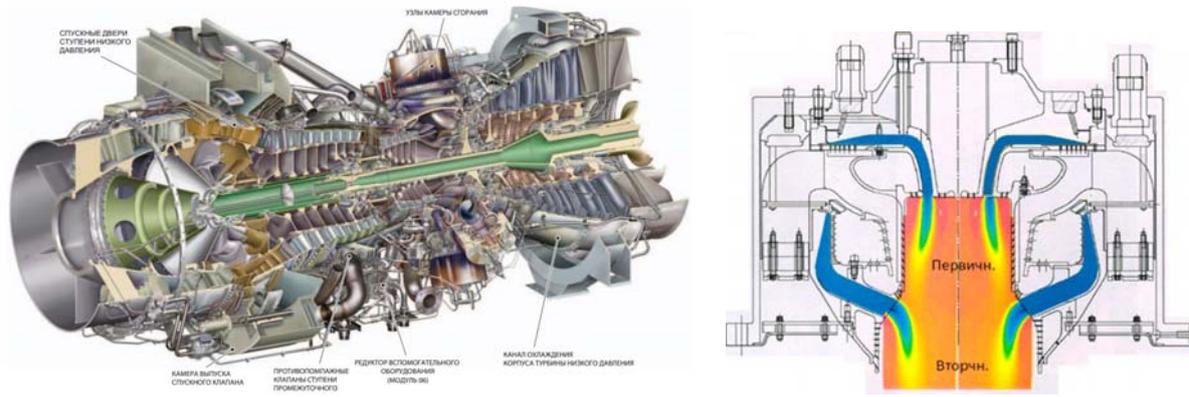


Рис. 3. Общий вид ГТУ TRENT 60DLE с выносными жаровыми трубами

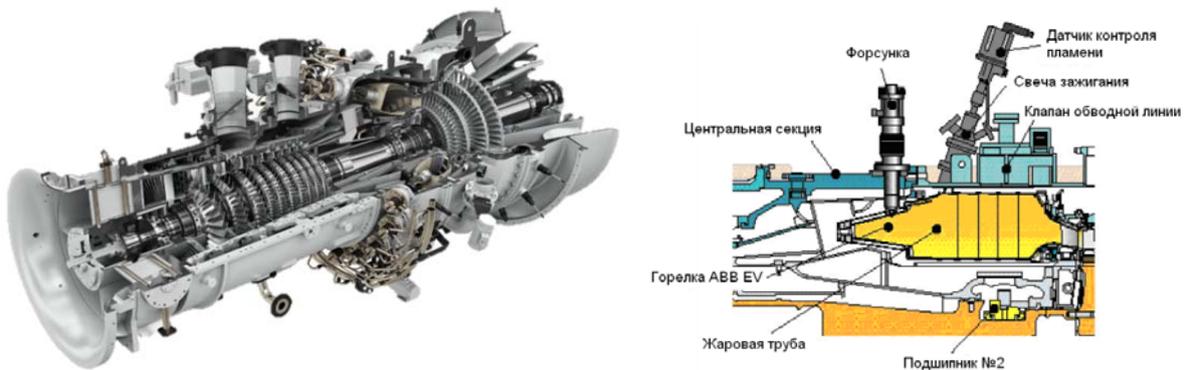


Рис. 4. Общий вид ГТУ SGT-600 с кольцевой камерой сгорания

На рис. 5, 6 представлены данные о применении различных видов конструктивных схем камер сгорания отечественных и зарубежных стационарных и конвертируемых ГТУ [5].

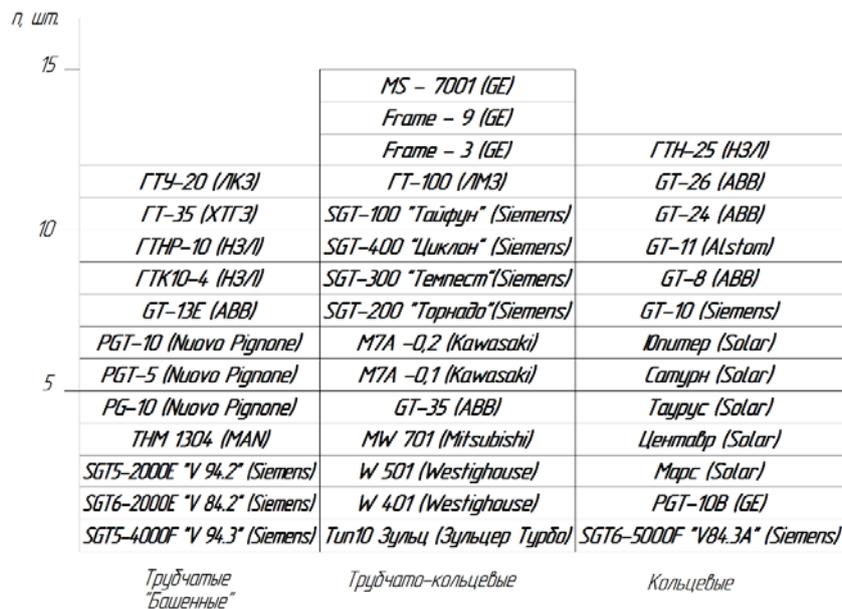


Рис. 5. Гистограммы применимости конструктивных схем камер сгорания (по расположению в тракте газогенератора) стационарных ГТУ

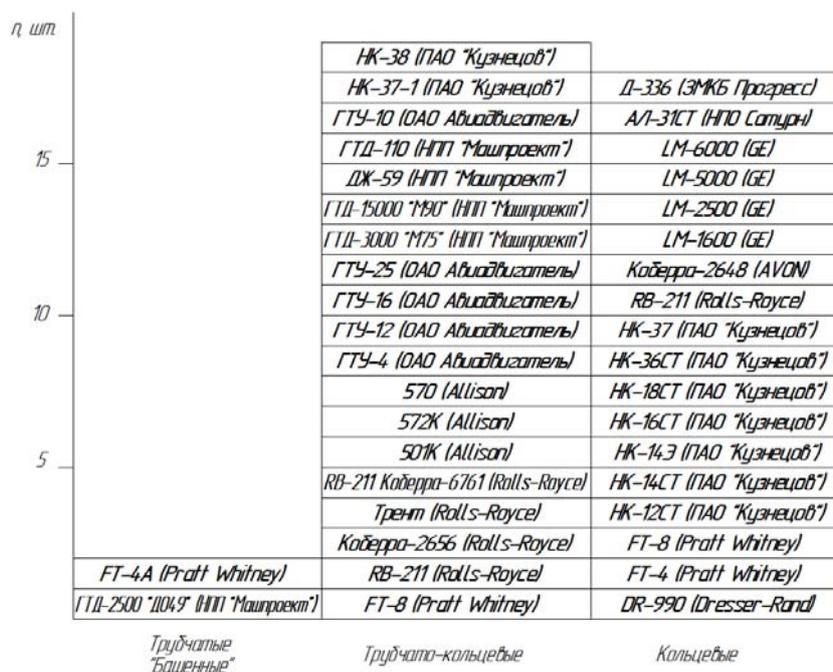


Рис. 6. Гистограммы применимости конструктивных схем камер сгорания (по расположению в тракте газогенератора) конвертированных ГТУ

Отсюда следует, что преобладают кольцевые и трубчато-кольцевые конструкции КС. Практический опыт создания и эксплуатации ГТУ показывает, что удовлетворение постоянно «ожесточающимся» требованиям и нормам связано со сложностью организации рабочего процесса горения и порождает большое многообразие конструкций КС и их основных элементов и деталей, которые необходимо унифицировать применительно к этим двум наиболее распространённым видам.

В результате анализа наиболее распространённых в эксплуатации видов КС установлены основные особенности их работы, которые необходимо иметь в виду при проектировании вновь или модернизации КС.

Отметим основные преимущества кольцевых камер сгорания:

1. Отсутствие проблем при запуске камеры сгорания, т.к. обеспечивается надёжный пламепереброс по кольцевому фронтальному устройству.
2. Простая система зажигания. Обычно достаточно двух воспламенителей или свечей непосредственного розжига вместо большего их количества в ВЖТ (по числу труб).
3. Облегчаются проблемы формирования температурного поля и полей скоростей в окружном и радиальном направлениях.
4. Облегчаются проблемы организации перепуска воздуха.
5. Меньшая потребная площадь охлаждения жаровой трубы.
6. Простые конструктивные решения по корпусам камеры, её габаритам и металлоёмкости.

Отметим основные преимущества камер сгорания с выносными жаровыми трубами:

1. Рабочий процесс более устойчив к виброгорению на переходных режимах.
2. Высокая эксплуатационная технологичность и ремонтпригодность.
3. Мобильность конструкции в эксплуатации и доводке вследствие модульности каждой ВЖТ (сокращение затрат при создании ГТУ и эксплуатации).

4. Рабочий процесс менее чувствителен к точности регулирования состава смеси по зонам горения, т.к. дежурная зона расположена по потоку впереди основной и обеспечивает естественную огневую поддержку процессам в основной зоне.

5. Конструктивная схема более перспективна с точки зрения экологической модернизации – переходу на керамические и каталитические жаровые трубы.

### Малоэмиссионное сжигание топлива

Известно, что пути развития техники и новых технологий, достижение существенных результатов в любой области науки и техники основаны на обобщении полученного опыта, т.е. на достаточно полном заделе выполненных собственных разработок. Разработанная в Самарском регионе (ПАО «КУЗНЕЦОВ», АО «Металлист-Самара», «Самарский университет») система малоэмиссионного горения, апробированная в эксплуатации на конвертированных двигателях НК-38СТ (2005 г.), НК-37 (2007 г. при наработке свыше 32000 часов) и НК-36СТ (2015 г.) с эмиссией  $\text{NO}_x$  от 10 до 30 мг/м<sup>3</sup> (15%  $\text{O}_2$ ) и приемлемым уровнем эмиссии  $\text{CO}$ , соответствует экологическим характеристикам лучших зарубежных ГТУ и является базовой технологией для выполнения перспективных норм, а также для выполнения требований по надёжности и эксплуатационной эффективности.

Отработан рабочий процесс малоэмиссионного сжигания, характерными особенностями которого являются [8;9]:

- хорошее смешение топлива с воздухом перед подачей в зону горения;
- состав смеси (ТВС), обеспечивающий низкую температуру пламени (1800 К);
- необходимость огневой поддержки основной зоны горения диффузионным факелом;
- отработка возможности разрыва «отрицательной» взаимосвязи  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$ ,  $\text{CH}$ .

Преодолены основные сопутствующие недостатки:

- трудности в обеспечении устойчивости горения (на переходных режимах), запуске, в обеспечении «тонкой» программы регулирования подачи топлива (АСУ КС);
- проблемы в снижении эмиссии  $\text{CO}$  и  $\text{CH}$  (недожог).

Установлено, что для высоконагруженных камер сгорания ГТД и ГТУ химические превращения, в отличие от представлений химической кинетики, связаны и лимитируются законами сопутствующих физических явлений. При низких температурах и давлениях в камере сгорания имеют место низкие концентрации  $\text{NO}$  и  $\text{NO}_2$  и высокие концентрации  $\text{CO}$ . Напротив, при высоких значениях  $\pi_k^*$  и  $T_r^*$  оксид углерода полностью выгорает, а концентрация  $\text{NO}_x$  резко возрастает.

Сформулированы основные задачи создания современной МКС с горением «ультрабедной» заранее перемешанной топливовоздушной смеси:

1. Создание эффективного смесителя – гомогенизатора с уровнем пульсаций концентраций горючего не более 5%.

2. Расширение границ «бедного» срыва горения до  $\alpha_{фр}$  (коэффициент избытка воздуха горелки)  $\geq 2,5 - 3$  без подпитки пилотным топливом зоны рециркуляции.

3. Интенсификация турбулентного горения для сжигания «ультрабедной» топливовоздушной смеси на приемлемой длине.

4. Снижение уровня термоакустической неустойчивости горения и величины пульсаций давления до уровня 0,5–1%.

5. Организация эффективного конвективного охлаждения стенок жаровой трубы (без подачи охлаждающего воздуха в зону горения).

6. Решение проблем «проскока» пламени в смеситель в условиях повышенных давлений и температур газа.

7. Освоение и внедрение в производство современных передовых технологий проектирования и изготовления.

Формирование облика МКС есть обеспечение итогового результата, т.е. триады: экологичность, экономичность, эксплуатационная эффективность. Облик КС выбирается на базе прототипа с учётом традиций и накопленного опыта, технологической и производственной базы, сроков создания. За прототип выбирается КС с известными характеристиками, наиболее близко отвечающая предъявляемым требованиям. Таким аналогом для проектирования является МКС ГТУ семейства НК.

На выбор облика и вид конструкции КС ГТУ влияют следующие основные факторы:

– назначение, размерность и параметры термодинамического цикла ГТУ (степень сжатия  $\pi_k$ , температура за компрессором  $T_k^*$ , температура газа перед турбиной  $T_r^*$ , эффективный КПД  $\eta_{эф}$ );

– тип ГТУ (стационарные, как правило одновальные, и авиапроизводные – двух- и трёхвальные);

– приобретённый опыт создания и эксплуатации (научно-технический задел), производственная и экспериментальная база, квалификация конструкторского и технологического кадрового состава фирмы-разработчика;

– необходимое финансирование и квалифицированное руководство процессом проектирования и отработки рабочего процесса.

### **Результаты обобщения исследований по созданию КС наземных ГТУ**

Разработана собственная технология организации малоэмиссионного горения (отечественный аналог зарубежных технологий DLN, DLE), созданы производственная и испытательная базы. Технология включает как комплекс расчётных моделей и технических решений по организации малоэмиссионного горения, так и освоение новых технологий изготовления основных элементов конструкции МКС.

Расчётные модели (3D-моделирование неравновесного течения реагирующего потока, расчёт эмиссии  $NO_x$  и  $CO$ , расчёт амплитудно-частотных характеристик пульсаций давления с учётом влияния когерентных вихревых структур, модели теплообмена и прочности элементов конструкции и др.) разработаны и верифицированы по результатам экспериментальных модельных и натурных исследований.

На рис.7, 8 в качестве примера положительного опыта отработки эмиссионных характеристик показана эволюция (с 1984 по 2015 гг.) конструкции КС ГТУ семейства НК, эксплуатируемых до настоящего времени [9]. В качестве исходной базовой (рис. 7, а) представлена КС ГТУ НК-16СТ, прототипом которой являлась многофорсуночная КС ГТД НК8-2У самолёта ТУ-154, а на рис. 7, б – современная кольцевая МКС семейства ГТУ НК.

На рис. 8 приведены гистограммы изменения уровня эмиссии ГТУ семейства НК, приведённых на рис. 7, в зависимости от используемой конструкции КС.

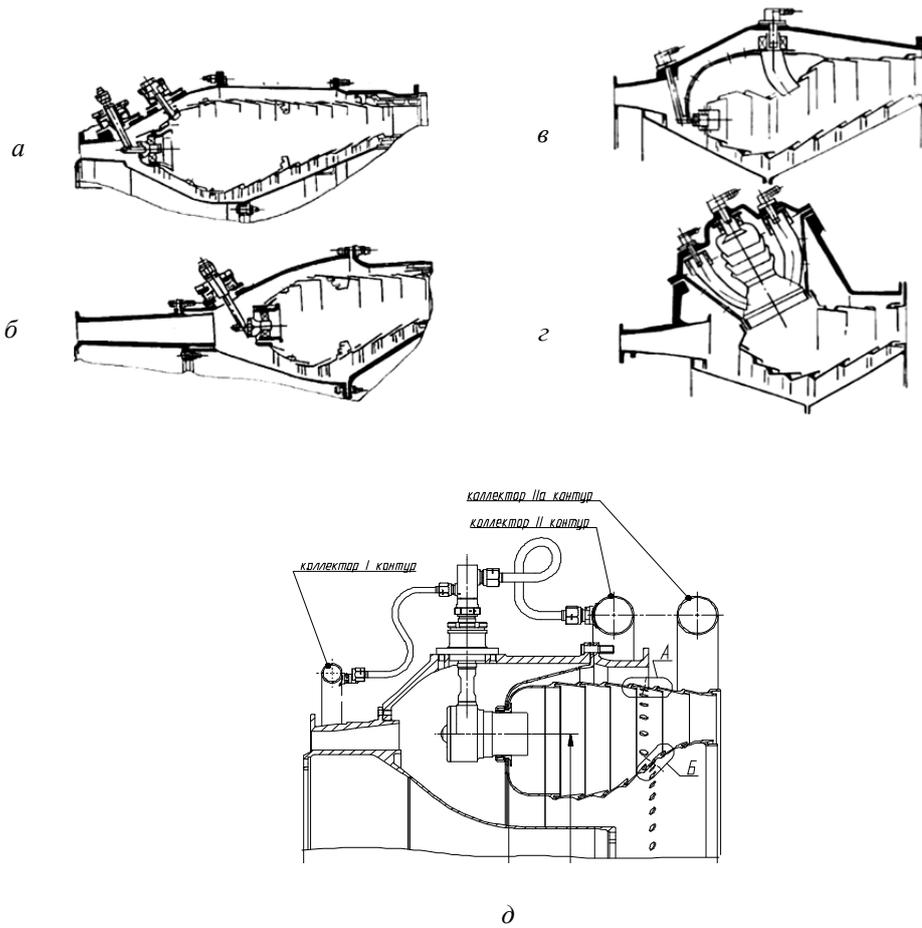


Рис. 7. Эволюция КС ГТУ семейства НК:  
 а, б, в, з, д – камеры сгорания соответственно: исходная традиционной схемы,  
 короткая традиционной схемы, двухзонная кольцевая,  
 двухзонная с выносными жаровыми трубами,  
 кольцевая с малоэмиссионными двухконтурными горелками

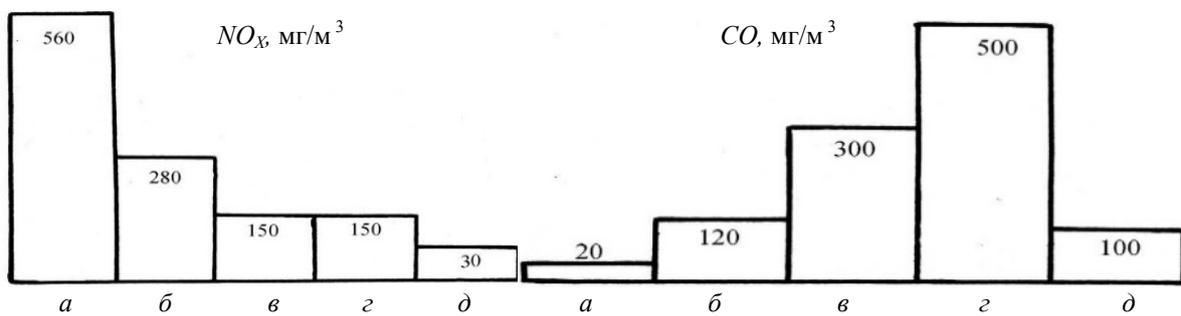


Рис. 8. Изменение эмиссии  $NO_x$  и CO в ГТУ семейства НК:  
 а, б, в, з, д – камеры сгорания соответственно: исходная традиционной схемы,  
 короткая традиционной схемы, двухзонная кольцевая,  
 двухзонная с выносными жаровыми трубами,  
 кольцевая с малоэмиссионными двухконтурными горелками

Апробирована возможность снижения выброса  $\text{NO}_x < 30 \text{ мг/м}^3$  и  $\text{CO} < 300 \text{ мг/м}^3$  в конвертированных ГТД с высокими параметрами термодинамического цикла ( $\pi_k = 25, T_k > 800 \text{ К}$ ) при использовании компактных кольцевых камер сгорания традиционной схемы с унифицированными двухконтурными горелками.

Снижение выброса  $\text{NO}_x$  до 20-30  $\text{ мг/м}^3$  достигнуто за счёт конструктивных мероприятий, обеспечивших высокую эффективность перемешивания «бедной» смеси при оптимальном взаимодействии дежурной и основной зоны, внедрения каскадного подключения горелок, автоматизированной подачи топлива по контурам (АСУ КС) с помощью трёх стационарных дозаторов управления (ДУС) и «толстого» (около 600 мкм) теплозащитного покрытия стенок (ТЗП).

Устойчивое горение предварительно подготовленной «бедной» хорошо перемешанной смеси обуславливает:

- высокую равномерность температурного и скоростного поля на выходе из КС;
- отсутствие резонансных частот на турбине высокого давления;
- повышение эффективного КПД двигателя за счёт однородности потока, срабатываемого на лопатках турбины.

### **Конструктивный облик МКС**

Одним из первых мероприятий к обеспечению экологической безопасности явилось внедрение многофорсуночной (многоочаговой) КС авиационного ГТД [10]. Принципиальные особенности многофорсуночной (многогорелочной) КС:

- большое число горелок (более 100) малого диаметра;
- двухъярусное расположение горелок;
- двухконтурная подача топлива в форсунки по специальной программе;
- длина многоочаговой КС сокращается в 1,5...2 раза по сравнению с традиционной кольцевой.

Большое число форсунок малого диаметра или горелок в случае ГТУ способствует полному выгоранию топлива и формированию требуемого температурного поля на выходе при малой длине КС. Модульность горелок предопределяет преимущество конструкций фронтальных устройств и протекающих в них процессов для КС различной размерности.

Из результатов отработки рабочего процесса сжигания топлива и анализа конструкций, реализующих различные концепции «бедного» горения, следует, что конструктивный облик определяет горелочное устройство, позволившее уменьшить время пребывания до 6...7 мкс [3;4]. Разработанная в настоящее время унифицированная двухконтурная горелка (рис. 9), изготавливаемая по новой аддитивной технологии, является основным элементом как кольцевых, так и трубчато-кольцевых МКС (вариант конструкции выносной жаровой трубы ГТУ LGT-010 представлен на рис. 10) [8;9;11].

Работа по созданию малоэмиссионной системы горения на базе унифицированной двухконтурной горелки включает:

- разработку многоконтурной КС [10];
- разработку программы регулирования подачи топлива по контурам системы АСУ КС в зависимости от режимов работы двигателя и атмосферных условий;
- разработку эффективной и экономичной системы охлаждения;
- внедрение «толстых» (около 600 мкм) ТЗП.

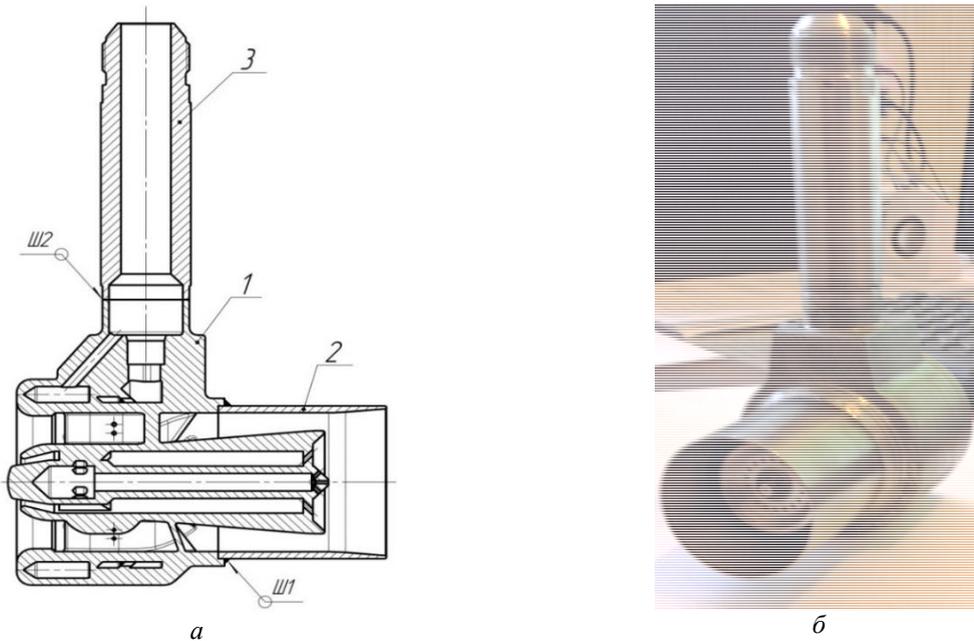


Рис. 9. Двухконтурная горелка малоэмиссионной камеры сгорания:  
а – продольный разрез; б – общий вид

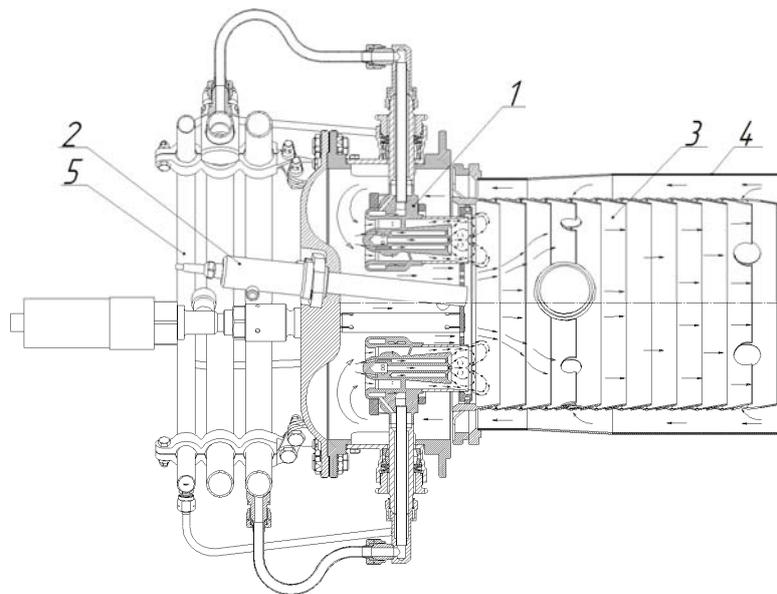


Рис. 10. Малоэмиссионная камера сгорания  
в конструктивном исполнении с выносной жаровой трубой:  
1 – малоэмиссионная двухконтурная горелка; 2 – воспламенитель; 3 – жаровая труба;  
4 – кожух; 5 – три коллектора подачи топлива, обеспечивающих каскадное подключение горелок

Обобщая приведённый опыт работы, необходимо отметить, что создание работоспособной конструкции МКС связано с решением следующих вопросов:

– отработка малоэмиссионной системы «ультрабедного» горения, включающая внедрение мероприятий по системе «тонкого» регулирования топливоподачи в зависимости от температуры окружающей среды и режима работы, регулирование входного

насосного агрегата, перепуск воздуха из камеры сгорания, каскадное подключение горелок с целью устранения противоречивой связи выброса  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$  и т.д.;

– обеспечение высокой степени перемешивания при минимальном гидравлическом сопротивлении;

– отсутствие проскока пламени и пульсаций давления, обеспечение устойчивости горения во всех условиях эксплуатации;

– наличие надёжной и экономичной системы охлаждения, внедрение теплозащитных покрытий и новых материалов.

Если в резолюции первого научно-технического семинара по проблемам малоэмиссионных камер сгорания газотурбинных установок (14-15 декабря 2004 г.), организованном Всероссийским теплотехническим институтом совместно с Центральным институтом авиационного моторостроения, было отмечено, что отечественные предприятия далеки от зарубежных достижений по экологическим характеристикам, то сегодня успешно эксплуатируются российские ГТУ на уровне мировых стандартов. Однако, как отмечено С.М. Фроловым в [1], «состояние фундаментальных знаний в физике горения и взрыва, как и во многих других дисциплинах, весьма далеко от идеала, и для продвижения вперёд необходимы дальнейшие кропотливые и планомерные научные исследования».

### **Заключение**

Обобщение опыта разработки и эксплуатации многофорсуночных (многогорелочных) МКС авиационных и конвертируемых двигателей семейства НК можно рассматривать как информационный базис дальнейшей стратегии развития новых технологий малоэмиссионного горения

### **Библиографический список**

1. Фролов С.М. Наука о горении и проблемы современной энергетики // Российский химический журнал. 2008. Т. 52, № 6. С. 129-133.

2. Арутюнов В.С., Шмелев В.М., Рахметов А.Н., Шаповалова О.В., Захаров А.А., Рощин А.А. Новые подходы к созданию низкоэмиссионных камер сгорания ГТУ // Альтернативная энергетика и экология. 2013. № 6 (128), ч. 2. С. 105-120.

3. Лавров В.Н., Постников А.М., Цыбизов Ю.И., Мальчиков Г.Д., Гребнев В.В., Морозов А.В. Разработка системы низкоэмиссионного горения топлива в газотурбинных установках // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2007. № 2 (13). С. 118-127.

4. Лавров В.Н., Постников А.М., Церерин Н.В., Цыбизов Ю.И., Беляев В.В. Опыт создания и направления дальнейшего совершенствования малотоксичных камер сгорания ГТД и ГТУ // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2002. № 2 (2). С. 65-70.

5. Постников А.М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ. Самара: Самарский научный центр РАН, 2002. 286 с.

6. Матвеев С.Г., Лукачев С.В., Орлов М.Ю., Чечет И.В., Красовская Ю.В. Расчёт образования  $\text{CO}$  и  $\text{NO}_x$  в камерах сгорания ГТД: электрон. учеб. пособие. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2012. 41 с.

7. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Казань: Казанский государственный технический университет, 2006. 220 с.

8. Бантиков Д.Ю., Елисеев Ю.С., Лавров В.Н., Пчеляков А.А., Федорченко Д.Г., Цыбизов Ю.И. Результаты опытной эксплуатации малоэмиссионной системы горения в

составе двигателя НК-37 // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 3 (41), ч. 2. С. 9-14. DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-3-2(41)-9-14

9. Гриценко Е.А., Данильченко В.П., Лукачев С.В., Резник В.Е., Цыбизов Ю.И. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения. Самара: Самарский научный центр РАН, 2004. 266 с.

10. Бирюк В.В., Горшкалев А.А., Лукачев С.В., Цыбизов Ю.И. Многофорсуночная камера сгорания – основа технологии обеспечения экологической безопасности авиационных газотурбинных двигателей // Современная наука: исследования, идеи, результаты, технологии. 2016. № 1 (17). С. 89-99. DOI: 10.23877/MS.TS.25.009

11. Елисеев Ю.С., Федорченко Д.Г., Голанов С.П., Цыбизов Ю.И., Тюлькин Д.Д., Воротынцев И.Е., Ивченко А.В. Применение аддитивной технологии селективного лазерного сплавления в конструкции малоэмиссионной камеры сгорания газотурбинной установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 174-183. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-174-183

## TECHNOLOGY OF LOW-EMISSION FUEL COMBUSTION AND CONCEPTUAL STRUCTURE OF THE COMBUSTION CHAMBER OF A GAS-TURBINE POWER PLANT

© 2020

**Yu. I. Tsybizov** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Thermal Engineering and Thermal Engines;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[2422490@mail.ru](mailto:2422490@mail.ru)

**D. D. Tyulkin** Postgraduate Student;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[tyulkin.dmitriy@gmail.com](mailto:tyulkin.dmitriy@gmail.com)

**I. E. Vorotyntsev** Postgraduate Student;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[vorotyntsev15@yandex.ru](mailto:vorotyntsev15@yandex.ru)

Currently, the priority for improvement of the combustion chambers of aircraft gas turbine engines and ground-based gas turbine plants is associated with a decrease in the concentration of harmful substances in the exhaust gases while ensuring fuel economy and operational efficiency. Pride of place in the design of a gas turbine power plant goes to solving the problem of organizing the combustion process, i.e. the development of a low-emission combustion system that provides high efficiency and environmental safety. Thus, ecology today determines not only the appearance of a combustion chamber, but also that of a gas turbine power plant as a whole. Below, an attempt is made to summarize the results of developing a low-emission combustion system for various types of combustion chambers of convertible gas turbine power plants and to present a unified approach to the problem of designing a conceptual structure of a low-emission combustion chamber.

*Gas turbine power plant; low-emission combustion chamber; “lean” air-fuel mixture; low-emission combustion system.*

---

**Citation:** Tsybizov Yu.I., Tyulkin D.D., Vorotyntsev I.E. Technology of low-emission fuel combustion and conceptual structure of the combustion chamber of a gas-turbine power plant. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 2. P. 107-120. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-107-120

## References

1. Frolov S.M. Combustion science and problems of contemporary power engineering. *Russian Journal of General Chemistry*. 2009. V. 79, Iss. 11. P. 2556-2561. DOI: 10.1134/S1070363209110437
2. Arutyunov V.S., Shmelev V.M., Rakhmetov A.N., Shapovalova O.V., Zakharov A.A., Roschin A.A. New approaches to development of low-emission combustion chambers for gas turbine engines. *Alternative Energy and Ecology*. 2013. No. 6 (128), part 2. P. 105-120. (In Russ.)
3. Lavrov V.N., Postnikov A.M., Tsibizov Yu.I., Malchikov G.D., Grebnev V.V., Morozov A.V. Developing of low emission fuel burning system in gas turbine engines. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2007. No. 2 (13). P. 118-127. (In Russ.)
4. Lavrov V.N., Postnikov A.M., Tsererin N.V., Tsybizov Yu.I., Belyaev V.V. Experience of design and lines of further improvement of gas turbine engine low-emission combustion chambers. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2002. No. 2 (2). P. 65-70. (In Russ.)
5. Postnikov A.M. *Snizhenie oksidov azota v vykhlopnykh gazakh GTU* [Reducing the content of nitrogen oxides in gas turbine exhaust]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2002. 286 p.
6. Matveev S.G., Lukachev S.V., Orlov M.Yu., Chechet I.V., Krasovskaya Yu.V. *Raschet obrazovaniya CO i NOX v kamerakh sgoraniya GTD: elektron. ucheb. posobie* [Calculation of CO and NOX formation in gas turbine engine combustion chambers. Electronic resource]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2012. 41 p.
7. Mingazov B.G. *Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley* [Combustion chambers of gas turbine engines]. Kazan: Kazan State Technical University Publ., 2006. 220 p.
8. Bantikov D.Yu., Yeliseev Yu.S., Lavrov V.N., Pchelyakov A.A., Fedorchenko D.G., Tsybizov Yu.I. Results of primary operation of NK-37 engine low emission combustion system. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 3 (41), part 2. P. 9-14. (In Russ.). DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-3-2(41)-9-14
9. Gritsenko E.A., Danil'chenko V.P., Lukachev S.V., Reznik V.E., Tsybizov Yu.I. *Konvertirovanie aviatsionnykh GTD v gazoturbinnnye ustanovki nazemnogo primeneniya* [Conversion of aircraft gas turbine engines into ground-application gas turbine units]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2004. 266 p.
10. Biryuk V.V., Gorshkalev A.A., Lukachev S.V., Tsybizov Yu.I. Multi-nozzle combustion chamber of aviation gas turbine engines as basis of environmental safety. Review. *Modern Science: Research, Ideas, Results, Technologies*. 2016. No. 1 (17). P. 89-99. (In Russ.). DOI: 10.23877/MS.TS.25.009
11. Yeliseev Yu.S., Fedorchenko D.G., Golanov S.P., Tsibisov Yu.I., Tyulkin D.D., Vorotyntsev I.E., Ivchenko A.V. Application of additive technology of selective laser melting (SLM) in designing a low emission combustion chamber of a gas turbine plant. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 174-183. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-174-183