

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

- ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ И СТАБИЛЬНОСТИ ПОДАЧИ ТОПЛИВА В КАМЕРУ СГОРАНИЯ ЖРД СТРУЙНЫМИ ФОРСУНКАМИ**
Ю. И. Агеенко, А. С. Бубнова 7
- АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ТЕСТИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**
А. В. Кириллов, В. В. Ситников, А. Л. Тучин 14
- СРАВНИТЕЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЁТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОГО ИССЛЕДОВАНИЯ КОЛЬЦЕВОГО СОПЛА С ПЛОСКИМ ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ**
А. А. Киришина, А. А. Левихин, А. Ю. Киришин 28
- НАДЁЖНОСТНО-ОРИЕНТИРОВАННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕРМОРАЗМЕРОСТАБИЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**
Л. А. Климакова 40
- ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**
А. Д. Кондряков, М. К. Леонтьев 49
- МЕТОД РАСЧЁТА В ПЕРВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ ВЗЛЁТНОЙ МАССЫ ЛЁГКОГО САМОЛЁТА С ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ**
А. В. Сычёв, И. В. Арбузов, Ю. А. Равикович 62

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

- ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОТВЕРСТИЙ И ДЕФЕКТОВ НА МЕХАНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СЛОИСТОГО ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИТА**
А. Л. Асси, А. В. Болдырев, А. А. Павлов 74
- ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕМПФЕРА НА ОСНОВЕ МНОГОСЛОЙНОГО МАГНИТОРЕОЛОГИЧЕСКОГО ЭЛАСТОМЕРА**
А. М. Базиненков, А. К. Шагимуратова, И. В. Макеев, В. А. Бахарев, В. В. Муханов 89

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ЛЁГКИХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МЕТАЛЛОВ МЕТОДОМ ПОЛУЧЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ УСТАЛОСТИ <i>Р. А. Заляев, В. А. Кирпичёв</i>	<i>100</i>
---	------------

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ КОНТРОЛЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ <i>А. А. Золотов, В. В. Родченко, Е. В. Гусев, И. А. Карягин</i>	<i>109</i>
---	------------

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АВТОКОЛЕБАНИЙ СЛЕДЯЩЕГО ЭЛЕКТРОГИДРОПРИВОДА <i>П. В. Петров, Р. А. Сунарчин, М. А. Машков, Н. С. Кривошеев</i>	<i>121</i>
---	------------

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПНЕВМОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА УСТАНОВОЧНЫХ ДВИЖЕНИЙ МЕХАНИЗМОВ МАШИН <i>С. П. Приходько, В. С. Сидоренко, Д. А. Коротыч</i>	<i>132</i>
---	------------

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ ПРОМЫШЛЕННОГО РОБОТА В ПРОЦЕССЕ ИНКРЕМЕНТАЛЬНОГО ФОРМООБРАЗОВАНИЯ <i>Н. А. Сазонникова, В. Н. Илюхин, С. В. Сурудин, Д. А. Мезенцев</i>	<i>143</i>
--	------------

МОДЕЛИ ШИРИНЫ СПЕКТРАЛЬНОЙ ЛИНИИ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВЫХОДНОГО ВАЛА РЕДУКТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ <i>А. Е. Сундуков, Е. В. Шахматов</i>	<i>157</i>
---	------------

ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

АКТУАЛЬНОСТЬ ВНЕДРЕНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТРЕБОВАНИЯМИ В ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ ПРОЦЕСС АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНОЙ ОТРАСЛИ <i>И. М. Малиновский, А. В. Стародумов, К. А. Мягков, Б. Х. Юсипов</i>	<i>167</i>
--	------------

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

INCREASING THE EFFICIENCY AND STABILITY OF FUEL SUPPLY TO THE COMBUSTION CHAMBER OF A LIQUID ROCKET ENGINE BY SPRAY NOZZLES

Yu. I. Ageenko, A. S. Bubnova

7

AUTOMATION OF THE PROCESS OF TESTING ON-BOARD SYSTEMS OF UNMANNED AERIAL VEHICLES

A. V. Kirillov, V. V. Sitnikov, A. L. Tuchin

14

COMPARATIVE RESULTS OF COMPUTATIONAL AND THEORETICAL STUDY OF THE ANNULAR NOZZLE WITH A FLAT CENTRAL BODY

A. A. Kirshina, A. A. Levikhin, A. Yu. Kirshin

28

RELIABILITY-ORIENTED DESIGN OF PCM THERMODYNAMICALLY STABLE SPACE STRUCTURES

L. A. Klimakova

40

AIRCRAFT ELECTRIC POWER PLANTS

A. D. Kondryakov, M. K. Leontiev

49

METHOD OF FIRST-APPROXIMATION CALCULATION OF TAKE-OFF WEIGHT OF A LIGHT AIRCRAFT WITH A HYBRID PROPULSION SYSTEM

A. V. Sychev, I. V. Arbutov, Yu. A. Ravikovich

62

MECHANICAL ENGINEERING

EXPERIMENTAL RESEARCH OF THE EFFECT OF MANUFACTURING HOLES AND DEFECTS ON THE MECHANICAL CHARACTERISTICS OF LAMINATED POLYMER COMPOSITE

A. L. Assi, A. V. Boldyrev, A. A. Pavlov

74

INVESTIGATION OF A MULTILAYER MAGNETORHEOLOGICAL ELASTOMER DAMPER CHARACTERISTICS

*A. M. Bazinenkov, A. K. Shagimuratova, I. V. Makeev,
V. A. Bakharev, V. V. Mukhanov*

89

**ASSESSMENT OF THE ENDURANCE LIMIT OF LIGHT
STRUCTURAL METAL COMPONENTS USING THE FATIGUE
SURFACE DEVELOPMENT METHOD**

R. A. Zalyaev, V. A. Kirpichev

100

**FORECASTING THE PARAMETERS OF PERFORMANCE
MONITORING OF COMPLEX TECHNICAL SYSTEMS**

*A. A. Zolotov, V. V. Rodchenko,
E. V. Gusev, I. A. Karyagin*

109

**EXPERIMENTAL ANALYSIS OF INSTABILITY
AND SELF-OSCILLATIONS IN AN ELECTROHYDRAULIC
SERVO DRIVE**

*P. V. Petrov, R. A. Sunarchin,
M. A. Maschkov, N. S. Krivosheev*

121

**INVESTIGATION OF THE DYNAMIC CHARACTERISTICS
OF THE PNEUMATIC-MECHANICAL DRIVE OF THE
INSTALLATION MOVEMENTS OF MACHINE MECHANISMS**

S. P. Prikhodko, V. S. Sidorenko, D. A. Korotych

132

**IMPROVING THE ACCURACY OF INDUSTRIAL ROBOT
MOVEMENTS IN THE PROCESS OF INCREMENTAL SHAPING**

*N. A. Sazonnikova, V. N. Ilyukhin,
S. V. Surudin, D. A. Mezentsev*

143

**MODELLING WIDTH OF THE SPECTRAL COMPONENT
OF A GAS-TURBINE ENGINE GEARBOX OUTPUT SHAFT SPEED**

A. E. Sundukov, E. V. Shakhmatov

157

INFORMATION SCIENCE, COMPUTING TECHNOLOGY AND CONTROL

**THE RELEVANCE OF INTRODUCING A REQUIREMENTS
MANAGEMENT SYSTEM IN THE PRODUCTION PROCESS
OF THE AIRCRAFT ENGINE CONSTRUCTION INDUSTRY**

*I. M. Malinovskiy, A. V. Starodumov,
K. A. Myagkov, B. Kh. Yusipov*

167

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ И СТАБИЛЬНОСТИ ПОДАЧИ ТОПЛИВА В КАМЕРУ СГОРАНИЯ ЖРД СТРУЙНЫМИ ФОРСУНКАМИ

© 2024

Ю. И. Агеенко доктор технических наук, профессор кафедры техники и технологии;
Технологический университет имени дважды героя Советского Союза
лётчика-космонавта А.А. Леонова, г. Королёв;
yi.ageenko@mail.ru

А. С. Бубнова студентка кафедры техники и технологии;
Технологический университет имени дважды героя Советского Союза
лётчика-космонавта А.А. Леонова, г. Королёв;
annette.bubnova@mail.ru

Проанализированы различные конфигурации струйных форсунок, а также их конструктивное исполнение. Рассмотрено влияние входной фаски струйных форсунок на их коэффициент расхода и дальность. Определены оптимальные конструктивные параметры струйных форсунок. Показано, что сверление прецизионных микроотверстий форсунок целесообразно проводить с использованием высокоточного трёхмерного электроэрозионного оборудования.

Камера сгорания; форсунка; жидкостный ракетный двигатель; жидкостный ракетный двигатель малой тяги

Цитирование: Агеенко Ю.И., Бубнова А.С. Повышение эффективности и стабильности подачи топлива в камеру сгорания ЖРД струйными форсунками // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 7-13. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-7-13

Доставка компонентов топлива (КТ) в камеру сгорания (КС) жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), в том числе ЖРД малой тяги (ЖРДМТ), осуществляется в основном с помощью форсунок. Обычно используются два типа форсунок: струйные и центробежные. Струйная форсунка подает топливо в КС в виде струи, а центробежная форсунка в виде пелены конуса распыливания. Достоинствами струйных форсунок является простота изготовления и большая пропускная способность – количество топлива, подаваемого одной форсункой в единицу времени. Во многих учебниках по ЖРД приведены различные конфигурации струйных форсунок (рис. 1) [1 – 3].

В ЖРД (ЖРДМТ) струйные форсунки могут использоваться как для организации рабочего процесса преобразования топлива в КС, так и для организации плёночного охлаждения стенок КС и сопла. Организация смесеобразования компонентов топлива в КС осуществляется струйными форсунками с пересекающимися под углом струями или плёнками, образованными на преграде (дефлекторе), в результате соударения струи с ней (рис. 1, б) [2].

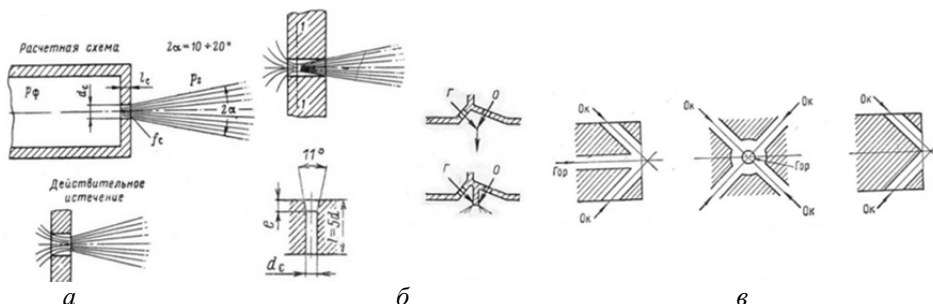


Рис. 1. Различные конфигурации струйных форсунок:
а – истечение компонента из струйной форсунки; б – струйные форсунки с пересекающимися на дефлекторе плёнками; в – принципиальные схемы элементов струйного распыла компонентов топлива

Плѐночное охлаждение стенки КС осуществляется в результате формирования на ней плѐнки компонента топлива после соударения топливной струи со стенкой КС (рис. 2) [4].

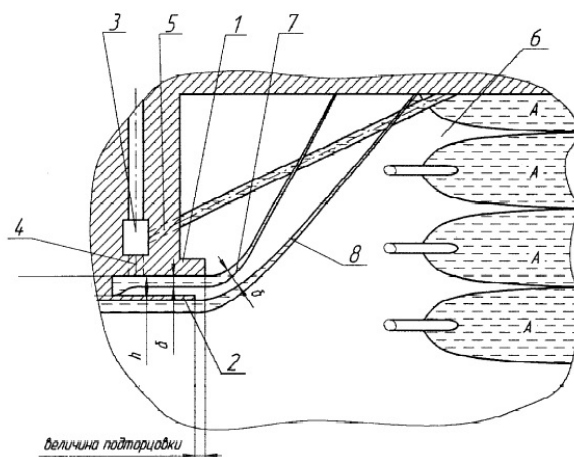


Рис. 2. Плѐночное охлаждение стенки КС:

1 – наружная центробежная форсунка; 2 – внутренняя центробежная форсунка; 3 – коллектор наружной центробежной форсунки; 4 – тангенциальные каналы; 5 – струйные форсунки окислителя; 6 – камера сгорания; 7 – конус распыла наружной центробежной форсунки; 8 – конус распыла внутренней центробежной форсунки; 9 – струя; А – плѐнка на стенке КС, образованная в результате соударения струи с ней

При проектировании форсуночных головок КС ЖРД необходимо стремиться к повышению их эффективности, то есть увеличению пропускной способности, а также повышению стабильности процесса впрыска топлива в КС. На это большое влияние оказывает конфигурация проточной части струйной форсунки и её чистота (шерховатость).

Производительность струйной форсунки определяется следующим выражением:

$$G_{\phi} = \mu_{\phi} F_{\phi} \sqrt{2g\gamma\Delta p_{\phi}},$$

где G_{ϕ} – секундный расход жидкости; μ_{ϕ} – коэффициент расхода форсунки; F_{ϕ} – площадь проходного сечения форсунки; γ – удельный вес жидкости; Δp_{ϕ} – перепад давления на форсунке.

Коэффициент расхода μ_{ϕ} , равный отношению действительного расхода к теоретическому, всегда меньше единицы из-за сужения струи в сопле форсунки (рис. 1, а) и уменьшения действительной скорости истечения из-за гидравлических сопротивлений. Коэффициент расхода для струйной форсунки определяется экспериментальным путѐм.

Большое влияние на величину μ_{ϕ} оказывает отношение длины цилиндрической части сопла форсунки к его диаметру l_c/d_c , конфигурация проточной части струйной форсунки, чистота (шерховатость) проточной части, входная фаска и др.

В широко применяемых струйных форсунках, таких, как показано на рис.1, при $l_c/d_c = 0,5 \dots 1$ коэффициент расхода $\mu_{\phi} = 0,6 \dots 0,65$. При $l_c/d_c = 2 \dots 5$ коэффициент расхода $\mu_{\phi} = 0,75 \dots 0,85$ [1; 2], что показывает неэффективную пропускную способность этих струйных форсунок. Необходимо отметить, что с ростом l_c/d_c возрастает разброс

по величине μ_{ϕ} , а следовательно возрастает нестабильность по расходу жидкости через такие струйные форсунки.

В работе [5] приведены результаты исследования влияния входной фаски струйных форсунок на их коэффициент расхода и дальноточность применительно к жидкостным ракетным двигателям малой тяги (рис. 3) [5].

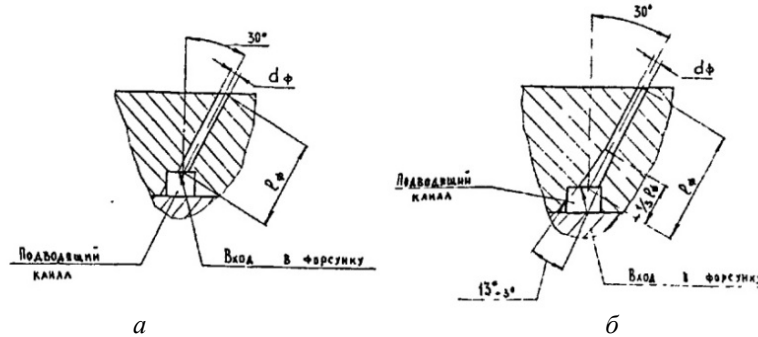


Рис. 3. Варианты форсунок с различными конфигурациями входа:
а – струйная форсунка выполненная методом электроискрового прожигания;
б – струйная форсунка, выполненная методом электроискрового прожигания с последующим выполнением конического входного участка

В книге «Ракетные двигатели» приведены результаты исследований американских учёных по определению коэффициента расхода струйных форсунок различной конфигурации (Таблица) [6]. Гладкие и хорошо закругленные входные кромки струйных форсунок и сверление с высокой чистотой поверхности этих отверстий обеспечивают довольно высокие значения μ_{ϕ} , но не более 0,9.

Таблица. Значения коэффициентов расхода для форсунок с сопловыми отверстиями различных типов

Тип отверстия	Диаметр, мм	Коэффициент расхода
С острой входной кромкой	>2,5 <2,5	0,61 ~ 0,65
Короткое цилиндрическое с закругленной гладкой кромкой $L/D > 3,0$	1 1,6 1 при $L/D \sim 1,0$	0,88 0,90 0,70
Короткое цилиндрическое с коническим входом	0,5 1 1,6 2,5 3,2	0,7 0,82 0,76 0,84–0,80 0,84–0,78
Короткое цилиндрическое с закрученным потоком	1 – 6,35	0,2 – 0,55
Коническое с острой выходной кромкой	1 1,6	0,70 – 0,69 0,72

Необходимо отметить, что приведённые выше конструктивные исполнения струйных форсунок не обеспечивают высокого значения коэффициента расхода μ_{ϕ} .

В середине 70-х годов был разработан отраслевой стандарт ОСТ-92-1633-76 Отверстия малых диаметров высокой точности [8]. По этому стандарту изготавливаются три высокоточные профилированные иглы (разного профиля) и путём трехступенчатого прокалывания (формирования) получают такие высокоточные форсунки, которые обеспечивают высокое значение коэффициента расхода $\mu_{\phi} = 0,95 \dots 0,97$, его стабильность в широком диапазоне перепадов давления на струйных форсунках, а также «дальнобойность» струи.

В настоящее время появилось высокоточное трёхмерное электроэрозионное оборудование, позволяющее с высокой точностью проводить изготовление прецизионных микроотверстий. Конструктивные особенности и внешний вид таких струйных форсунок после электроэрозионной обработки представлены на рис. 4. Такие высокоточные профилированные струйные форсунки обеспечивают значение коэффициента расхода $\mu_{\phi} = 0,97 \dots 0,98$, максимальную стабильность в широком диапазоне перепадов давления на струйной форсунке и обеспечивают стабильную «дальнобойность» струи. Применение таких струйных форсунок повышает стабильность параметров ЖРД (ЖРДМТ) и их теплового состояния.

На рис. 4 представлена конфигурация струйных форсунок (их конструктивные размеры и требуемая чистота поверхности проточной части), а также фотографии реального исполнения таких форсунок [7].

Профилированное отверстие форсунки представляет собой заходный конус с углом 30° , плавно сопряжённый с цилиндрической сопловой частью длиной $\sim 0,2$ мм. Выполнение столь малого профилированного отверстия ($d_c = 0,25 \dots 0,6$) с высокой точностью (порядка седьмого квалитета) трудновыполнимо механическими методами обработки.

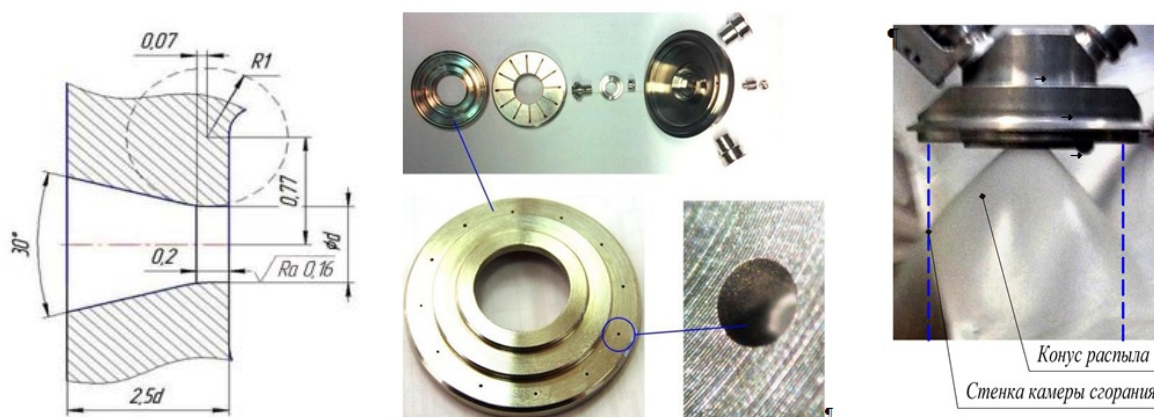
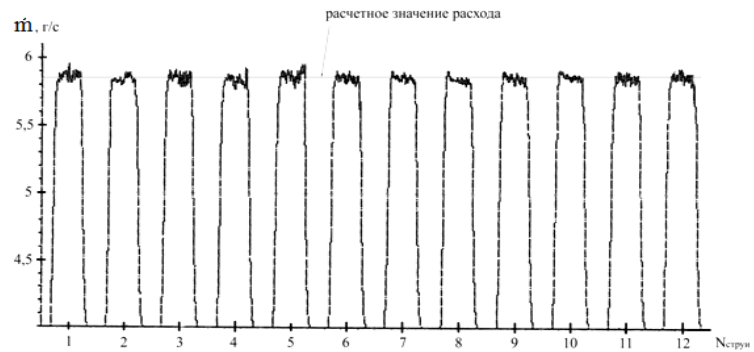


Рис. 4. Профилированное отверстие струйной форсунки, изготовленное методом трёхмерной электроэрозионной обработки



а



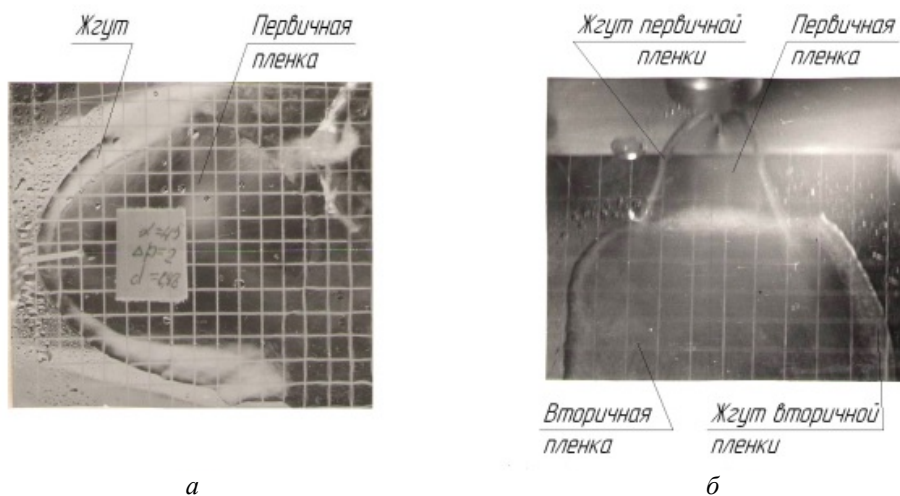
б

Рис. 5. Истечение струй при проливке струйных форсунок с демонстрацией «дальнобойности» (а) и стабильности (б)

На рис. 5, а представлены реальные проливы водой данных форсунок, демонстрирующие их дальнобойность и эффективность. На рис. 5, б продемонстрирована стабильность истечения при проливках форсуночной головки с 12 струйными форсунками. Необходимо отметить, что на стабильность параметров двигателя и его теплового состояния в значительной степени влияют стабильность параметров пленок компонентов топлива, участвующих в рабочем процессе в КС ЖРД (ЖРДМТ). На стабильность формирования плёнок компонентов топлива влияет стабильность и «дальнобойность» струй. В Самарском университете совместно с АО КБХИММАШ им. А.М. Исаева был проведён большой объём исследовательских работ по изучению влияния струй на стабильность формирования плёнок при попадании их на преграду (поверхность дефлектора или стенку КС).

На рис. 6 представлен процесс формирования первичной плёнки при столкновении струи с преградой и формирование вторичной плёнки на преграде (стенке КС) при натекании на неё первичной плёнки [9].

При разработке новых ЖРД и ЖРДМТ рекомендуется применять струйные форсунки с конструктивными параметрами, приведёнными на рис. 4. Они обеспечивают высокое значение коэффициента расхода $\mu_\phi = 0,96...0,98$ и повышение стабильности и дальнобойности истечения жидкости на выходе из струйной форсунки.



а

б

Рис. 6. Процесс формирования первичной и вторичной плёнки: а – растекание первичной плёнки на преграде; б – растекание вторичной плёнки на преграде

Библиографический список

1. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 488 с.
2. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей. В 2 кн. Кн. 1 / под ред. В.М. Кудрявцева. М.: Высшая школа, 1993. 367 с.
3. Шевелюк М.И. Теоретические основы проектирования жидкостных ракетных двигателей: учеб. пособие для вузов. Москва: Оборонгиз, 1960. 684 с.
4. Казанкин Ф.А., Ларин Е.Г., Бешенев Ю.А., Кутуев Р.Х., Салич Л.В. Способ организации рабочего процесса в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги: патент РФ № 2319853; опублик. 20.03.2008; бюл. № 8.
5. Андреев Ю.З. Исследование зависимостей характеристик ЖРДМТ тягой 50...400 Н на топливе АТ+НДМГ от основных параметров двухкомпонентной соосной центробежной форсунки и струйных форсунок завесы. Дис. ... канд. техн. наук. Нижняя Салда, 2004. 181 с.
6. Саттон Д. Ракетные двигатели: основы теории и конструкция жидкостно-реактивных двигателей. М.: Изд-во иностранной литературы, 1952. 330 с.
7. Агеенко Ю.И., Пегин И.В., Шаламов Е.А., Ильин Р.В. Экспериментальное исследование возможности повышения эффективности жидкостного ракетного двигателя тягой 400 Н с дефлекторно-центробежной схемой смешения // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20, № 1. С. 71-78.
8. ОСТ 92-1633-76. Отверстия малых диаметров высокой точности. Типовые технологические процессы образования отверстий методом холодной штамповки. М.: Издательство стандартов, 1990. 28 с.
9. Агеенко Ю.И. Исследование параметров смесеобразования и методический подход к расчётам и проектированию ЖРДМТ со струйно-центробежной схемой смешения компонентов АТ и НДМГ на стенке камеры сгорания // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. 2009. № 3 (19), ч. 2. С. 171-177. DOI: 10.18287/2541-7533-2009-0-3-2(19)-171-177

INCREASING THE EFFICIENCY AND STABILITY OF FUEL SUPPLY TO THE COMBUSTION CHAMBER OF A LIQUID ROCKET ENGINE BY SPRAY NOZZLES

© 2024

- Yu. I. Ageenko** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Engineering and Technology;
Technological University named after twice Hero of the Soviet Union
Pilot-Cosmonaut A.A. Leonov, Korolev, Russian Federation; yi.ageenko@mail.ru
- A. S. Bubnova** Student of the Department of Engineering and Technology;
Technological University named after twice Hero of the Soviet Union
Pilot-Cosmonaut A.A. Leonov, Korolev, Russian Federation;
annette.bubnova@mail.ru

In this paper, various configurations of jet nozzles are analyzed, as well as their design. The effects of the inlet chamfer of jet nozzles on their flow rate and range are considered. It is shown out that today it is expedient to make precision micro-holes of the nozzles using high-precision three-dimensional electric-erosion equipment. The optimal design parameters of jet nozzles are also determined.

Combustion chamber; nozzle; liquid propellant rocket engine; low thrust liquid propellant rocket engine

Citation: Ageenko Yu.I., Bubnova A.S. Increasing the efficiency and stability of fuel supply to the combustion chamber of a liquid rocket engine by spray nozzles. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 7-13. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-7-13

References

1. Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya* [Liquid rocket engines]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2005. 488 p.
2. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley. V 2 kn. Kn. 1* [Fundamentals of the theory and calculation of liquid rocket engines. In 2 books. Book 1 / ed. by V.M. Kudryavtsev]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1993. 367 p.
3. Shevelyuk M.I. *Teoreticheskie osnovy proektirovaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley: ucheb. posobie dlya vuzov* [Theoretical foundations for the design of liquid rocket engines: Study guide for universities]. Moscow: Oborongiz Publ., 1960. 684 p.
4. Kazankin F.A., Larin E.G., Beshenev Yu.A., Kutuev R.Kh., Salich L.V. *Sposob organizatsii rabocheho protsessa v kamere sgoraniya zhidkostnogo raketnogo dvigatelya maloy tyagi* [Method for organization of operating process in combustion chamber of low-thrust liquid-propellant rocket engine]. Patent RF, no. 2319853, 2008. (Publ. 20.03.2008, bull. no. 8)
5. Andreev Yu.Z. *Issledovanie zavisimostey kharakteristik ZhRDMT tyagoy 50...400 N na toplive AT+NDMG ot osnovnykh parametrov dvukhkomponentnoy soosnoy tsentrobezhnoy forsunki i struynykh forsunok zavesy. Dis. kand. tekhn. nauk* [Dependence of 50...400 N NTO+UDMH liquid rocket engine characteristics on the basic parameters of a bipropellant coaxial swirl injector and jet injectors of the cooling film. Cand. eng. sci. diss.]. Nizhnyaya Salda, 2004. 181 p.
6. Sutton G. *Rocket propulsion elements: An introduction to the engineering of rockets*. New York: Wiley, 1949. 361 p.
7. Ageenko Y.I., Pegin I.V., Shalamov E.A., Ilyin R.V. Experimental study of the possibilities of increasing the effectiveness the liquid rocket engine thrusters 400 newtons with deflector centrifugal mixing scheme. *Aerospace MAI Journal*. 2013. V. 20, no. 1. P. 71-78. (In Russ.)
8. OST 92-1633-76. High-precision small diameter holes. Standard technological processes for the formation of holes by cold stamping. Moscow: Izdatel'stvo Standartov Publ., 1990. 28 p. (In Russ.)
9. Ageenko Y.I. Mixing parameters investigations and methods of approach to calculations and development of the thrusters with a spray-centrifugal scheme of NT and NDMH mixing on the confusion chamber wall in considered. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2009. No. 3 (19), part 2. P. 171-177. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2009-0-3-2(19)-171-177

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ТЕСТИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© 2024

- А. В. Кириллов** кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации авиационной техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; aleksey.v.kirillov@ssau.ru
- В. В. Ситников** аспирант; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; freiker007@gmail.com
- А. Л. Тучин** начальник бригады испытаний, отдел стендового оборудования; АО «Кронштадт», Москва; a.l.tuchin@ya.ru

Изложен опыт применения методологии модельно-ориентированной системной инженерии (Model-Based Systems Engineering – MBSE) при организации наземных испытаний бортового комплекса оборудования беспилотных летательных аппаратов в АО «Кронштадт». Эта методология успешно используется при разработке различных сложных систем управления, таких как встраиваемые системы управления, цифровая обработка сигналов, компьютерное зрение, радиолокация и связь. Выполнен анализ процесса тестирования бортового оборудования с применением действующего наземного испытательного стенда, предложен способ автоматизации его работы. Выполнен расчёт экономической эффективности.

Беспилотный летательный аппарат; наземные испытания; комплекс бортового оборудования; цифровая модель; имитатор

Цитирование: Кириллов А.В., Ситников В.В., Тучин А.Л. Автоматизация процесса тестирования бортовых систем беспилотных летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 14-27. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-14-27

Введение

На беспилотных летательных аппаратах (БПЛА) самолётного типа последних поколений устанавливаются бортовые встроенные системы реального времени (ВСРВ), представляющие собой многомашинные вычислительные комплексы [1]. Количество каналов связи между изделиями в составе ВСРВ достигает нескольких десятков. На этапе испытаний ВСРВ возникает ряд задач, требующих инструментальной поддержки, в том числе:

- проверка соответствия изделий ВСРВ требованиям технического задания, в том числе в части приёма и передачи данных по внешним интерфейсам;
- отработка взаимодействия между изделиями ВСРВ по бортовым каналам передачи данных;
- комплексное тестирование и отладка программного обеспечения (ПО) ВСРВ, в том числе ПО, выполняемого распределённо на различных изделиях;
- оценка надёжности архитектуры ВСРВ, оценка наличия резерва пропускной способности каналов передачи данных, устойчивости аппаратно-программных средств ВСРВ к сбоям при передаче данных, надёжность отдельных компонентов системы;
- построение расписаний обмена данными по бортовым каналам, а также проверка правильности отработки этого расписания изделиями в составе ВСРВ.

Разработка изделий, входящих в состав ВСПВ в большинстве случаев выполняется различными организациями. Готовность различных изделий к испытаниям наступает в разные моменты времени. Для соблюдения сроков изготовления готового изделия возникает необходимость проводить предварительные испытания с неполным комплектом оборудования. В данной работе описан программно-аппаратный комплекс – стенд полунатурного моделирования (ПНМ) бортовых ВСПВ, позволяющий осуществлять комплексирование ВСПВ и решать перечисленные выше задачи поэтапно, проводя работы на математических моделях, расширяя состав стыкуемых изделий по мере их готовности в виде натуральных образцов [1].

Данный стенд может включать в себя как цифровые модели приборов (имитаторы), так и натурные образцы готовых изделий ВСПВ. В зависимости от степени проработки имитаторов и готовности приборов, моделирование может быть более или менее детальным: от интервальных моделей до полностью функциональных моделей, эквивалентных реальным изделиям. При этом математическая модель БПЛА выполнена по модульному принципу, что позволяет производить постепенную замену компонентов цифровой модели реальными компонентами системы [2].

Описание стенда

Структурная схема стенда ПНМ представлена на рис. 1.

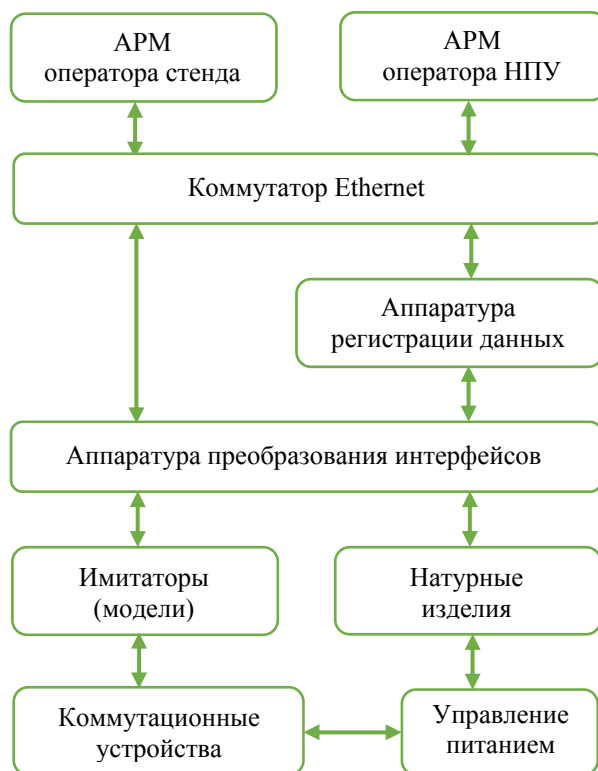


Рис. 1. Структурная схема стенда полунатурного моделирования

В состав стенда входят следующие элементы:

Автоматизированное рабочее место (АРМ) оператора наземного пункта управления (НПУ) включает персональный компьютер с установленной операционной системой AstraLinux версий 1.7 и обеспечивает ход отработок штатными средствами комплекса БПЛА.

Автоматизированное рабочее место оператора стенда обеспечивает решение следующих задач:

- настройка сценариев автоматизированных проверок, выбор моделей и натуральных образцов;
- задание регистрируемых параметров;
- оперативное наблюдение за ходом эксперимента, включая отображение значений параметров моделей и отображение результатов эксперимента;
- анализ результатов эксперимента, в том числе трасс значений параметров моделей, трасс событий в моделях и каналах.

Аппаратура регистрации данных считывает данные с аппаратуры преобразования интерфейсов по протоколам TCP (Transmission Control Protocol – протокол управления передачей) и UDP (User Datagram Protocol – протокол пользовательских датаграмм).

Аппаратура преобразования интерфейсов представляет собой промышленный компьютер с установленными контроллерами каналов обмена информацией. Они обеспечивают преобразование сигналов интерфейса компьютера в имитируемые параметры информационных систем бортовой аппаратуры и обратно, а также передачу выходных сигналов из бортовой аппаратуры в моделирующие программы. Основные используемые интерфейсы: МКИО, ARINC-429, разовые команды, ARINC-646, ARINC-818.

Имитаторы (машины с частными моделями) поставляются разработчиками изделий ВСПВ и могут быть представлены двумя основными вариантами: блок-макет реального изделия ВСПВ с оригинальным интерфейсом обмена данными, либо персональный компьютер со специальным ПО (цифровой моделью изделия ВСПВ) и необходимые контроллеры каналов обмена информацией.

Коммутационные устройства служат для сопряжения комбинаций натуральных блоков и моделей. Они управляются с помощью АРМ оператора стенда. Высокая степень автоматизации обеспечивается наличием двух режимов работы: ручном, где оператор выбирает каналы связи, и автоматическом, где загружается файл с преднастроенным сценарием.

Внешний вид стенда представлен на рис. 2.



Рис. 2. Внешний вид стенда полунатурного моделирования

Комплексование бортового оборудования на стенде ПНМ проходит в два этапа:

- 1) комплексование с использованием преимущественно моделей;
- 2) комплексование с использованием преимущественно натуральных изделий.

На первом этапе проводится основное количество проектных работ. На втором этапе максимально пополняется состав натуральных устройств на стенде. Этот подход минимизирует количество ошибок, выявляемых на этапах натуральных испытаний. Таким образом возможно проведение комплексного тестирования и отработки взаимодействия на любом сочетании натуральных и моделируемых устройств.

Методика тестирования

Тестирование комплекса бортового оборудования БПЛА на стенде ПНМ происходит по следующей схеме (рис. 3). После поступления изделий бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) на предприятие и проведения внешнего осмотра на предмет наличия механических повреждений, соответствия изделия сопроводительной документации специалистами отдела технического контроля (ОТК) изделия передаются на стенд. В зависимости от количества готовых изделий из комплекта БРЭО БПЛА происходит комплексование и настройка стенда. Запуск стенда включает в себя загрузку персональных компьютеров, специального ПО, ручное включение источника питания аппаратной части стенда. С помощью ПО осуществляется запуск требуемых моделей путём открытия конфигурационного файла, а так же выбор источника данных (имитатор/прибор). На этом предварительная настройка завершена и начинается процедура тестирования.



Рис. 3. Схема тестирования

Тестирование проходит по инструкции, число шагов одной проверки может достигать до тридцати. После завершения тестирования выполняется обработка результатов и представление их заказчику и специалисту службы технического контроля. Далее результаты вносятся в технический нормативный документ предприятия (протокол) без использования вычислительной техники. Питание стенда отключается, проверяемые изделия демонтируются со стенда.

Постановка и решение задачи автоматизации работы стенда полунатурного моделирования

Подобный алгоритм действий в целом можно назвать «классическим» [3]. И для мелкосерийного производства такая схема может быть вполне работоспособна. Однако опыт применения подобного стенда в АО «Кронштадт» выявил наличие следующих недостатков.

Во-первых, в связи с увеличением выпускаемой продукции и запуска серийного производства на предприятии количество проверок изделий существенно возросло. Чаще всего оборудование поступает на проверку от разных производителей постепенно, то есть комплексование стенда осуществляется преимущественно за счёт моделей. В результате стенд, предназначенный для комплексных испытаний, выполняет работу по входному контролю покупных изделий, что функционально избыточно. При этом часто выполняемые операции (5) и (7) (рис. 3) являются наиболее трудоёмкими.

Во-вторых, при достаточно высокой степени применения цифровой техники в составе стенда документооборот по испытаниям ведётся на бумажных носителях, что также увеличивает трудоёмкость работ и создаёт вероятность ошибок при заполнении протоколов.

Для решения представленных задач в статье изложена идея автоматизации процесса тестирования бортовых систем с применением существующего стенда. Так, процессы (6), (7), (9) (рис. 3) предлагается автоматизировать за счёт применения дополнительных технических и программных средств.

В качестве технических средств автоматизации предлагается:

- применение автоматических органов управления питанием;
- применение автоматизированного коммутационного оборудования.

В качестве программных средств автоматизации предлагается разработка интеллектуальной системы, которая позволит структурировать данные, обеспечить быстрый и удобный доступ к информации и ускорить процесс тестирования.

Так как доработка стенда техническими средствами автоматизации представляет собой типовую инженерную задачу, в данной статье основное внимание уделено предлагаемой информационной системе. Такая система должна использовать инструменты обработки данных, такие как MySQL, развёрнутую на выделенном сервере, подключенном к локальной сети предприятия. Система также должна содержать информацию о бортовом оборудовании (версия ПО блоков, дата обновления, версия программно-информационного взаимодействия, тестовые значения, возможно добавление параметров на этапе разработки). Обновление базы данных системы будет осуществляться сотрудниками отделов радиоэлектронного оборудования. АРМ стенда должно обеспечивать возможность выполнения тестирования в автоматическом режиме с применением составленных сценариев, а также автоматическое формирование отчётной документации с указанием заводского номера проверяемого блока, даты и времени проверки.

Одним из ключевых элементов качественной разработки информационной системы является функциональная модель процессов [4]. Функциональная модель – это описание функций системы и способов, которыми они выполняются, представленных с помощью специализированных диаграмм. При выполнении данной работы такая модель построена с помощью инструментов UML (Unified Modeling Language). Этот язык моделирования позволяет описать бизнес-процессы и функциональные требования к системе.

Разработанная UML диаграмма «вариантов использования» (Use Case Diagram) представлена на рис. 4. На этой диаграмме показаны все возможные варианты использования системы и их последствия. А именно: представлен функционал различных служб предприятия (группа главного конструктора, стендовый отдел, программист, отделы БРЭО, системный администратор), задействованных в проведении тестирования бортового оборудования, а также результаты влияния их работы.

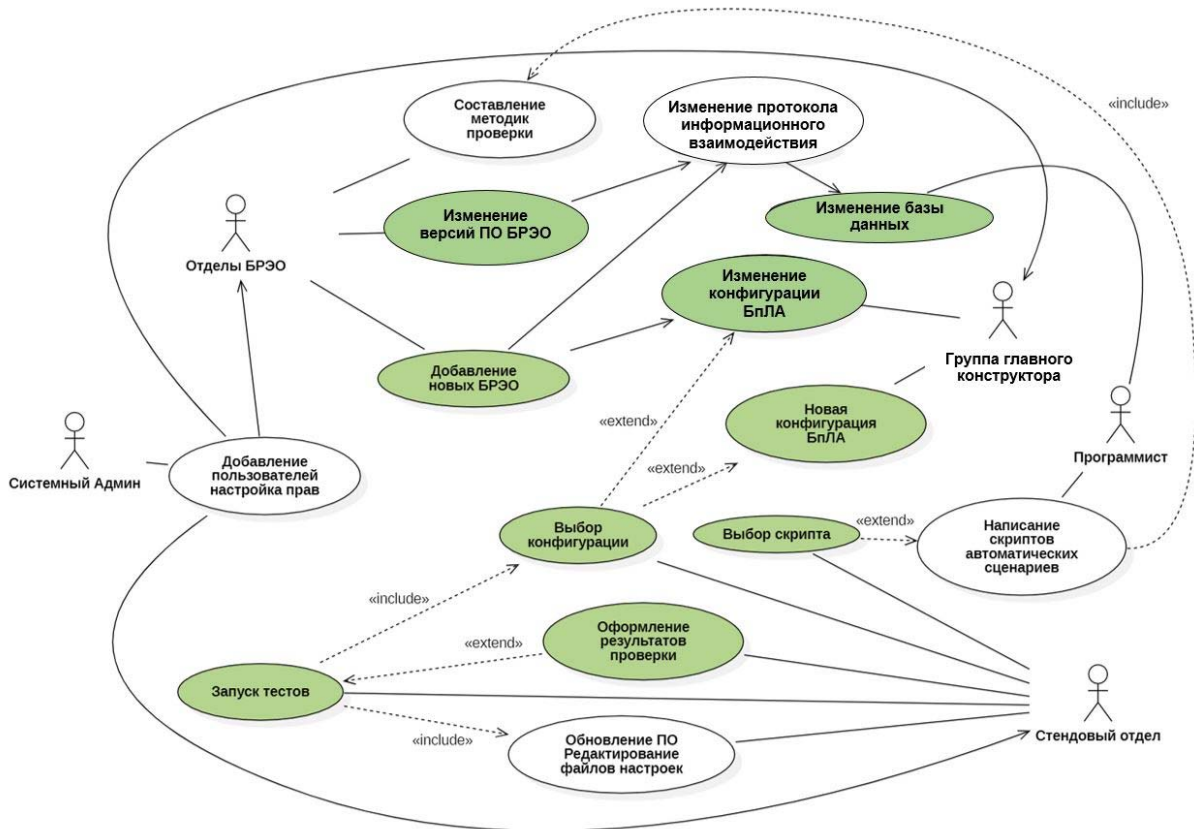


Рис. 4. UML-диаграмма «вариантов использования»

Следующий шаг в разработке информационной системы – это проектирование архитектуры программного обеспечения (АПО) – этап разработки программных систем, в котором создается общая концепция и дизайн программы [5]. АПО является ключевым элементом при создании высококачественных программных изделий, решает вопросы их безопасности и сопровождения, определяет структуру программного кода, а также технологии, необходимые для реализации программы.

Существует множество подходов к проектированию архитектуры, такие как: модульный, слоевой, клиент-серверный и микросервисный. Каждый подход имеет свои преимущества и недостатки, и выбор конкретного подхода зависит от требований к конкретному программному продукту. Для решения поставленной задачи рекомендуется модульный подход. Модульный подход при проектировании АПО позволяет выполнить разделение ответственности (Separation of Concerns): программа состоит из набора независимых компонентов, каждый из которых выполняет свою задачу. Это позволяет легко изменять и расширять программное обеспечение, не затрагивая другие его части. Структурная схема, поясняющая состав и взаимосвязь модулей АПО, представлена на рис. 5.

Выбор инструментов программирования должен быть основан на применении свободно распространяемого ПО с открытым исходным кодом. В целом предпочтительно использовать ПО, внесённое в реестр Российского программного обеспечения <https://reestr.digital.gov.ru/>. При этом выбираемые инструменты программирования должны взаимодействовать с существующим стендом и функционирующим программным обеспечением.

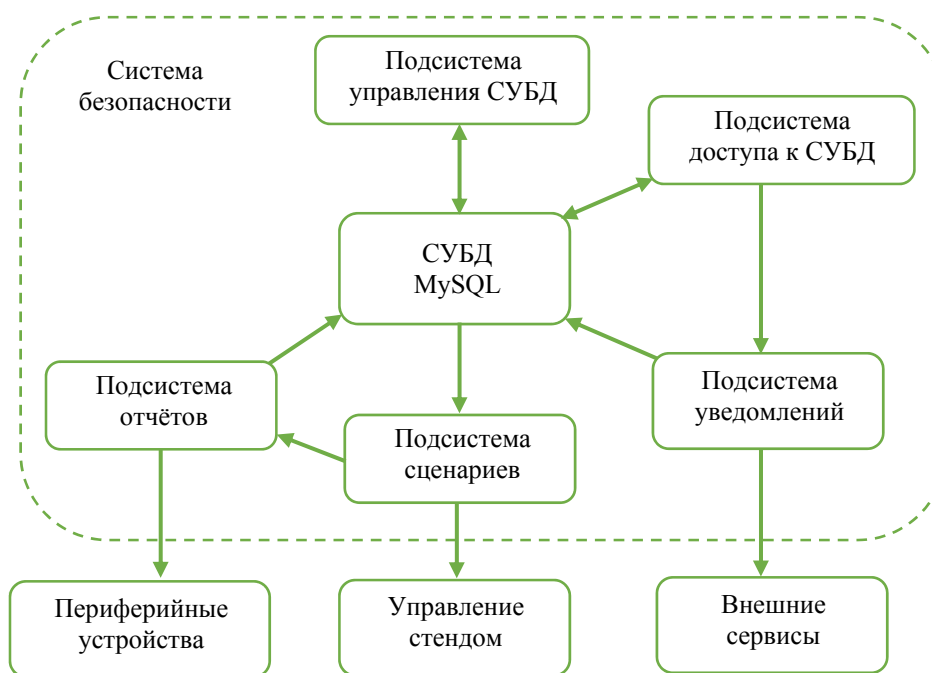


Рис. 5. Структурная схема архитектуры программного обеспечения

В качестве системы управления базой данных (СУБД) выбрана MySQL – самая популярная в мире база данных с открытым исходным кодом, которая широко применяется в веб-разработке и программировании [6]. Она проста в использовании, легковесна и имеет большое сообщество разработчиков. Управление базой данных можно выполнить в веб-интерфейсе. Браузер установлен на подавляющем большинстве персональных компьютеров и абсолютно не требователен к производительности. При этом отсутствуют требования к конкретизации операционной системы.

Для работы с базой данных все пользователи разделены на несколько групп (рис. 4):

1. Администраторы СУБД. Они обладают правами супер-пользователя, имеют права на выполнение всех операций. Основные задачи:

- обновление ПО СУБД;
- добавление, удаление пользователей, настройка прав доступа;
- создание резервных копий, точек восстановления;
- поддержание инструментов безопасности;
- ведение документации по администрированию;
- восстановление данных.

2. Группа главного конструктора. Основная задача: добавление и изменение конфигураций беспилотных летательных аппаратов в базе данных.

3. Отделы БРЭО. Основные задачи: добавление изделий БРЭО, изменение версии ПО БРЭО, добавление электронных версий протоколов информационного взаимодействия.

4. Пользователи (включая отдел стендового оборудования) – имеют доступ только на чтение.

Фрагмент структуры построенной базы данных MySQL представлен на рис. 6.

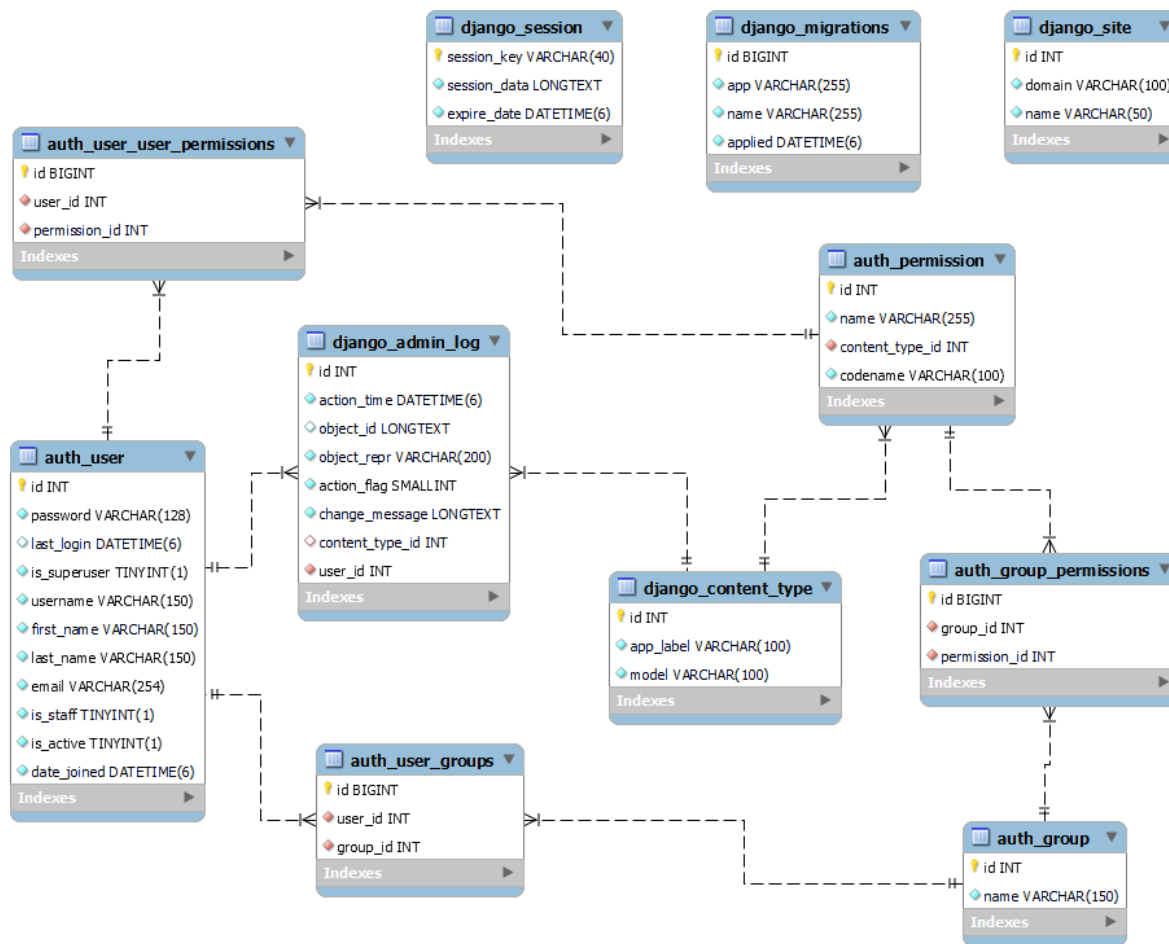


Рис. 6. Фрагмент структуры системы управления базой данных MySQL

Интерфейс управления реализован на языке Python с использованием Фреймворка Django в связке с инструментом Bootstrap для стилизации [7; 8].

Подсистема уведомлений (рис. 5) предназначена для рассылки по электронной почте сведений об изменении данных в СУБД. Подсистема функционирует на Фреймворке Django, модуль `django.core.mail`. Он обладает такими функциями, как:

- отправка электронных писем с указанием адресата, темы и сообщения;
- отправка массовых (групповых) сообщений;
- отправка вложений;
- отслеживание и обработка ошибок, связанных с неправильной отправкой сообщения;
- поддержка TLS и SSL-шифрования.

Модуль обладает всеми необходимыми настройками, включая работу с заголовками, имеет хорошую документацию, что делает его достаточно удобным для решения поставленной в исследовании задачи.

Подсистема сценариев (рис. 5) должна интегрироваться в действующее программное обеспечение «Имитаторы (модели)» (рис. 1), в которое входят: большинство математических моделей бортового оборудования БПЛА, модуль регистрации данных и графическая оболочка для ручного запуска исполняемых файлов. Соответственно, необходимо использовать тот же язык программирования, что и в действующем ПО: язык высокого уровня C++ и Фреймворк Qt [9; 10]. Разработка подсистемы сценариев один из наиболее трудоёмких этапов работы. Для написания сценариев необходима

разработка методик испытаний. Данная подсистема должна реализовывать следующие функции:

- загрузка значений из базы данных в память (ICD-сообщения, конфигурации, сценарии);
- автоматизированный запуск модулей из пакета ПО «Имитаторы (Модели)»;
- управление коммутационной автоматикой;
- чтение выходных параметров и сравнение их с эталонными;
- регистрация данных проверяемого оборудования.

Разработанная подсистема сценариев имеет два режима работы (рис. 7):

1. Проверка отдельных блоков. Режим предполагает короткую проверку работоспособности отдельного изделия БРЭО. Основное применение – входной контроль изделия при поступлении в АО «Кронштадт» от поставщиков.

2. Проверка систем. Режим предполагает создание индивидуального сценария проверки, применяется для нахождения ошибок логики взаимодействия системы в комплексе.

Данные конфигурации и блоков должны считываться из базы данных, для этого используются драйвера Qt QMYSQL, слой SQL API [9].

Подсистема отчётов (рис. 5) предназначена для генерации отчётов с помощью библиотеки LimeReport. Подсистема должна создавать отчёты по данным проверки. Отчёт должен включать:

- дата проверки;
- наименование проверяемого изделия;
- заводской номер;
- результат проверка (успешный либо неуспешный).

Выходной документ (отчёт) должен отправляться на принтер для печати и на файловый сервер предприятия.

Система безопасности (рис. 5) предназначена для защиты конфиденциальной информации, хранящейся в базе данных разрабатываемой функциональной системы и её подсистемах [11]. При разработке системы безопасности необходимы следующие механизмы защиты:

- аутентификация и авторизация;
- уровни доступа к базе данных для пользователей;
- шифрование данных;
- резервное копирование.

При обмене информации клиент-сервер рекомендуется применять промежуточное программное обеспечение для защиты от CSRF-атак (Cross-Site Request Forgery). Это вид вредоносной активности, при которой злоумышленник выполняет действия от имени прошедшего проверку пользователя. В применённом Фреймворке Django активируется промежуточное ПО «CSRF» в MIDDLEWARE строкой «'django.middleware.csrf.CsrfViewMiddleware'». MIDDLEWARE – это низкоуровневая система плагинов для глобального изменения входных или выходных данных Django [7].

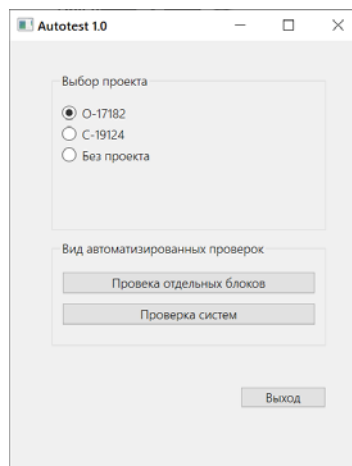


Рис. 7. Главное окно подсистемы выполнения сценариев

Оценка экономической эффективности

В работе была выполнена оценка экономической эффективности по методике [12] при создании и внедрении предлагаемой информационной системы (ИС) для стенда ПНМ на АО «Кронштадт». Исходные данные к расчёту представлены в таблице.

Таблица. Исходные данные

Наименование показателей	Условные обозначения	Единицы измерения	Значения показателей	
			без ИС	при ИС
1. Количество типовых проверок	N_n	шт./год	2400	2400
2. Трудоёмкость на одну проверку оператором стенда	t_n	чел.-ч./шт.	0,32	0,15
3. Трудоёмкость на подготовку документов сотрудником ОТК	t_d	чел.-ч./шт.	0,3	0,1
4. Количество сотрудников КБ	$N_{\text{чел}}$	человек	120	120
5. Число запросов сотрудником КБ текущей конфигурации БПЛА	$N_{\text{конф}}$	шт./год	18	18
6. Трудоёмкость на один запрос конфигурации	$t_{\text{конф}}$	чел.-ч./шт.	0,25	0,05
7. Оплата труда сотруднику стендового отдела	C_{std}	р./час	600	600
8. Оплата труда сотруднику ОТК	$C_{\text{отк}}$	р./час	600	600
9. Оплата труда сотруднику КБ	$C_{\text{кб}}$	р./час	800	800
10. Эксплуатация стенда	Z_{std}	р./час	400	400
11. Затраты на проектирование	$K_{\text{пр}}$	тыс. р.	0	100,8
12. Затраты на программирование	$K_{\text{по}}$	тыс. р.	0	630
13. Затраты на подготовку ИС	$K_{\text{ис}}$	тыс. р.	0	226,8
14. Затраты на отладку и ввод в эксплуатацию	$K_{\text{ив}}$	тыс. р.	0	277,2
15. Капитальные затраты (включая дооснащение стенда)	K_k	тыс. р.	0	480
16. Трудозатраты, связанные с эксплуатацией системы	$t_{\text{сис}}$	чел.-ч./мес.	0	720
17. Оплата труда сотруднику технической поддержки	$C_{\text{сис}}$	р./час	600	600

Выделим следующие показатели экономической эффективности:

- экономия, получаемая от эксплуатации за 1 год – P (тыс. р./год);
- экономический эффект от эксплуатации в течении года – \mathcal{E} (тыс. р./год);
- срок окупаемости – T (годы).

Экономия, получаемая от эксплуатации за 1 год, вычисляется по формуле:

$$P = P_{\text{std}} + P_{\text{отк}} + P_{\text{кб}} + P_{\text{эс}},$$

где: P_{std} – экономия отдела стендового оборудования за год, (тыс. р./год); $P_{\text{отк}}$ – экономия отдела технического контроля за год, (тыс. р./год); $P_{\text{кб}}$ – экономия отделов конструкторского бюро за год, (тыс. р./год); $P_{\text{эс}}$ – экономия от снижения времени эксплуатации стенда за год, (тыс. р./год).

Выполним расчёт (см. табл.):

$$P_{\text{std}} = (t_{\text{п0}} - t_{\text{п1}}) N_{\text{п}} C_{\text{std}} = 244,8 \text{ тыс.р./год};$$

$$P_{\text{отк}} = (t_{\text{д0}} - t_{\text{д1}}) N_{\text{п}} C_{\text{отк}} = 288 \text{ тыс.р./год};$$

$$P_{\text{кб}} = (t_{\text{конф0}} - t_{\text{конф1}}) N_{\text{конф}} N_{\text{чел}} C_{\text{кб}} = 345,6 \text{ тыс.р./год};$$

$$P_{\text{эс}} = (t_{\text{п0}} - t_{\text{п1}}) N_{\text{п}} Z_{\text{std}} = 163,2 \text{ тыс.р./год}.$$

Суммарная экономия, получаемая от эксплуатации за 1 год, равна:

$$P = 244,8 + 288 + 345,6 + 163,2 = 1041,6 \text{ тыс.руб./год}.$$

Экономический эффект от эксплуатации в течение года вычисляется по формуле:

$$\mathcal{E} = P - Z,$$

где Z – эксплуатационные затраты на техническую поддержку работы информационной системы:

$$Z = t_{\text{сис}} C_{\text{сис}} = 432 \text{ тыс.р./год}.$$

Тогда экономический эффект составит:

$$\mathcal{E} = 1041,6 - 432 = 609,6 \text{ тыс. р./год}$$

Период окупаемости вычисляется по формуле:

$$T = \frac{K_{\text{е}} + K_{\text{к}}}{\mathcal{E}},$$

где: $K_{\text{е}}$ – единовременные затраты на разработку информационной системы; $K_{\text{к}}$ – единовременные затраты на дооснащение стенда.

Выполним вычисления (см. табл.):

$$K_{\text{е}} = K_{\text{пр}} + K_{\text{по}} + K_{\text{ию}} + K_{\text{пв}} = 100,8 + 630 + 226,8 + 277,2 = 1234,8 \text{ тыс. р.}$$

$$T = \frac{1234,8 + 480}{609,6} = 2,81 \text{ года}.$$

Приняв для наглядности условную прибыль от применения испытательного стенда ПНМ равной 3 млн. р./год, построим сравнительные графики прибыли до и после внедрения информационной системы (рис. 8).

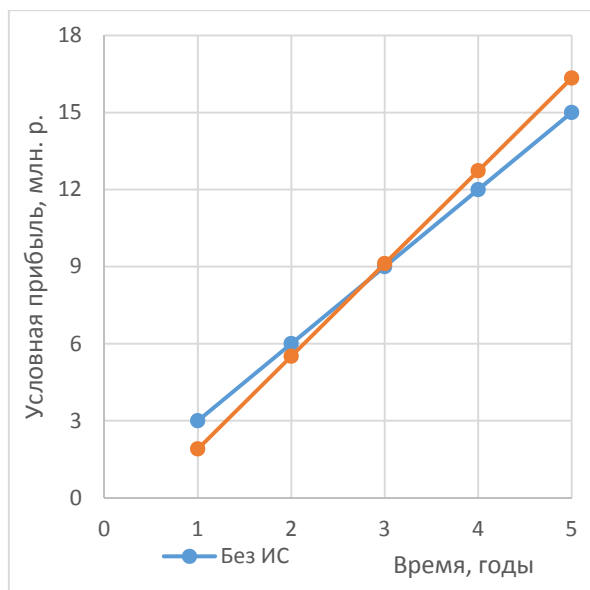


Рис. 8. График условной прибыли

Заключение

Подводя итоги проведённой работы, можно сделать некоторые выводы.

Очевидно, что рынок БПЛА в последующие годы будет только расти, соответственно увеличатся объёмы их производства. Поэтому организациям-производителям уже сегодня нужно задуматься о методах снижения трудоёмкости и времени изготовления БПЛА.

Тестирование и испытания БПЛА являются неотъемлемой частью как процессов их изготовления, так и модернизации. От качества организации испытаний, от достоверности полученных результатов зависит надёжность и технологичность создаваемых БПЛА.

В результате анализа применяемой в АО «Кронштадт» методики тестирования бортового оборудования БПЛА на стенде ПНМ выявлены недостатки, степень влияния которых будет расти с увеличением объёмов выпускаемой продукции.

Для устранения отмеченных недостатков предлагается решение двух задач:

1. Техническая доработка стенда средствами автоматизации элементов управления питанием и коммутационного оборудования. По предварительным оценкам такая доработка позволит сократить время типового тестирования одного комплекта БРЭО не менее чем на 15% от общего времени тестирования за счёт сокращения числа ручных операций, что при росте объёмов производства даст значительную экономию времени.

2. Внедрить на предприятии информационную систему планирования и проведения испытаний, которая позволит систематизировать работу как самого стенда ПНМ, так и в целом отдела испытаний в АО «Кронштадт». Решение такой более значительной задачи позволит повысить качество выполняемых работ по тестированию оборудования БПЛА.

Проведённый анализ экономической эффективности при внедрении предлагаемых решений показал, что инвестиции, затраченные на проект, окупятся в течение достаточно быстрого времени (2,81 года) и в дальнейшем будут приносить прибыль за счёт экономии при эксплуатации стенда до 609,6 тыс. р./год. Таким образом, предложенные в работе решения могут считаться эффективными и рекомендуемыми к внедрению. Кроме того, такой положительный результат может служить дополнительной мотивацией для сотрудников и инвесторов, что создаст благоприятную атмосферу в компании.

Библиографический список

1. Балашов В.В., Бахмуrow А.Г., Волканов Д.Ю., Смелянский Р.Л., Чистолинов М.В., Ющенко Н.В. Стенд полунатурного моделирования для разработки встроенных вычислительных систем реального времени // Труды Третьей Всероссийской научной конференции «Методы и средства обработки информации» (6-8 октября 2009 г., Москва). М.: МАКС Пресс, 2009. С. 16-25.
2. Касьянов И.Ю., Дрягин Д.М., Гулевич С.П. Концептуальные подходы к построению стендовых комплексов интеграции бортового оборудования беспилотных летательных аппаратов // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2017. № 11, ч. 3. С. 99-109.
3. Коптев А.Н., Прилепский В.А. Теория и практика контроля и диагностики систем авиационной техники: электронное учебное пособие. Самара: СГАУ, 2010. 219 с.
4. Арлоу Д., Нейштадт А. UML 2 и Унифицированный процесс. Практический объектно-ориентированный анализ и проектирование. СПб: Символ-Плюс, 2007. 624 с.
5. Назаров С.В., Киселев С.К., Макаров Н.Н., Кузнецов О.И., Сорокин М.Ю. Архитектура стенда полунатурного моделирования комплексов бортового оборудования вертолётов // Известия Самарского научного центра РАН. 2017. Т. 19, № 1-2. С. 357-363.
6. Дюбуа П. MySQL. Сборник рецептов. СПб: Символ-Плюс, 2006. 1056 с.
7. Дронов В.А. Django 2.1. Практика создания веб-сайтов на Python. СПб: БХВ-Петербург, 2019. 672 с.
8. Документация по фреймворку и библиотекам Django. <https://django.fun/ru/>
9. Documentation Qt. <https://doc.qt.io/qt-6/>
10. Шлее М. Qt 5.10. Профессиональное программирование на C++. СПб: БХВ-Петербург, 2018. 1072 с.
11. Белевская Ю.А., Фисун А.П., Минаев В.А., Зернов В.А., Еременко В.Т., Константинов И.С., Коськин А.В., Дворянкин С.В. Правовые основы информационной безопасности: учебник в 2-х кн. Кн. 1. Орел: ГУ-УНПК: ОГУ, 2011. 200 с.
12. Рыжко А.Л., Лобанова Н.М., Рыжко Н.А., Кучинская Е.О. Экономика информационных систем: учебное пособие. М.: Финансовый университет, 2014. 204 с.

AUTOMATION OF THE PROCESS OF TESTING ON-BOARD SYSTEMS OF UNMANNED AERIAL VEHICLES

© 2024

- | | |
|-----------------------|--|
| A. V. Kirillov | Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Aircraft Maintenance;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
aleksey.v.kirillov@ssau.ru |
| V. V. Sitnikov | Postgraduate Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
freiker007@gmail.com |
| A. L. Tuchin | Head of the Testing Team, Department of Test-Bench Equipment;
Kronshtadt JSC, Moscow, Russian Federation;
a.l.tuchin@ya.ru |

The article describes the experience of applying the methodology of Model-Based Systems Engineering (MBSE) in the organization of ground tests of the on-board equipment complex of unmanned aerial vehicles at Kronshtadt JSC. This methodology was successfully used in the development of various complex control systems such as embedded control systems, digital signal processing, computer vision, radar and communications. The analysis of the on-board equipment testing process using an existing ground test bench was performed, and a method for automating its operation has been proposed. The calculation of economic efficiency was performed.

Unmanned aerial vehicle; ground tests; avionics complex; digital model; simulator

Citation: Kirillov A.V., Sitnikov V.V., Tuchin A.L. Automation of the process of testing on-board systems of unmanned aerial vehicles. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 14-27. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-14-27

References

1. Balashov V.V., Bakhmurov A.G., Volkanov D.Yu., Smelyanskiy R.L., Chistolinov M.V., Yushchenko N.V. Stend polunaturnogo modelirovaniya dlya razrabotki vstroennykh vychislitel'nykh sistem real'nogo vremeni. *Trudy Tret'ey Vserossiyskoy nauchnoy konferentsii «Metody i Sredstva Obrabotki Informatsii» (October, 6-8, 2009, Moscow)*. Moscow: MAKS Press Publ., 2009. P. 16-25. (In Russ.)
2. Kasyanov I.Yu., Dryagin D.M., Gulevich S.P. Conceptual approach to construction of test facilities integration in on-board equipment of unmanned aircraft. *News of the Tula State University. Technical Sciences*. 2017. No. 11, part 3. P. 99-109. (In Russ.)
3. Koptev A.N., Prilepskiy V.A. *Teoriya i praktika kontrolya i diagnostiki sistem aviatsionnoy tekhniki: elektronnoe uchebnoe posobie* [Theory and practice of control and diagnostics of aviation equipment systems. Electronic training manual]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2010. 219 p.
4. Arlow D., Neustadt I. UML 2 and the Unified Process. Practical object-oriented analysis and design. Addison-Wesley, 2005. 592 p.
5. Nazarov S.V., Kiselyov S.K., Makarov N.N., Kuznetsov O.I., Sorokin M.Yu. Architecture of the hil-simulation stand for modeling complexes of helicopters onboard avionics. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2017. V. 19, no. 1-2. P. 357-363. (In Russ.)
6. DuBois P. MySQL. Cookbook. O'Reilly, 2004. 1000 p.
7. Dronov V.A. *Django 2.1. Praktika sozdaniya veb-saytov na Python* [Django 2.1. The practice of creating websites in Python]. St. Petersburg: BHV-Petersburg Publ., 2019. 672 p.
8. *Dokumentatsiya po freymvorku i bibliotekam Django* [Documentation on the Django framework and libraries]. Available at: <https://django.fun/ru/>
9. Documentation Qt. Available at: <https://doc.qt.io/qt-6/>
10. Shlee M. *Qt 5.10. Professional'noe programirovanie na C++* [Qt 5.10. Professional programming in C++]. St. Petersburg: BHV-Petersburg Publ., 2018. 1072 p.
11. Belevskaya Yu.A., Fisun A.P., Minaev V.A., Zernov V.A., Eremenko V.T., Konstantinov I.S., Kos'kin A.V., Dvoryankin S.V. *Pravovye osnovy informatsionnoy bezopasnosti: uchebnik v 2-kh kn. Kn. 1* [Legal foundations of information security: textbook. In 2 books]. Orel: GU-UNPK: OSU Publ., 2011. 200 p.
12. Ryzhko A.L., Lobanova N.M., Ryzhko N.A., Kuchinskaya E.O. *Ekonomika informatsionnykh sistem: uchebnoe posobie* [Economics of information systems: textbook]. Moscow: Financial University Publ., 2014. 204 p.

СРАВНИТЕЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЁТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКОГО ИССЛЕДОВАНИЯ КОЛЬЦЕВОГО СОПЛА С ПЛОСКИМ ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ

© 2024

- А. А. Киришина** старший преподаватель кафедры «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»;
Балтийский государственный технический университет
«ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург;
kirshina_aa@voenmeh.ru
- А. А. Левихин** кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»;
Балтийский государственный технический университет
«ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург;
levikhin_aa@voenmeh.ru
- А. Ю. Киришин** преподаватель кафедры «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»;
Балтийский государственный технический университет
«ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург;
kirshin_aidu@voenmeh.ru

Одним из способов повышения удельных характеристик двигательной установки средства выведения полезной нагрузки в околоземное пространство является обеспечение возможности работы нерегулируемого сопла на расчётном режиме на всём активном участке траектории полёта. Такое сопло должно быть компактным, лёгким, хорошо охлаждаемым. Для детальной отработки возможности внедрения сопла в состав камеры ракетного двигателя необходимо иметь возможность оперативной оценки истинного значения тяги и удельного импульса, которое может достигнуть камера с таким соплом. В данной статье представлены результаты расчёта тяги и удельного импульса, полученные по инженерной методике, которые сравниваются с результатами численного моделирования. Расчёт проводился для атмосферного и высотного участков траектории полёта средства выведения. Приводится сравнение результатов расчёта с экспериментальными значениями удельного импульса, полученными на стендовой камере ракетного двигателя при условиях работы в атмосфере. Приведённые результаты могут быть применены как для оценки новых, так и для усовершенствования существующих конструкций сопел широкодиапазонных ракетных двигателей.

Кольцевое сопло; численное моделирование; тяга; удельный импульс; ракетный двигатель

Цитирование: Киришина А.А., Левихин А.А., Киришин А.Ю. Сравнительные результаты расчётно-теоретического исследования кольцевого сопла с плоским центральным телом // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 28-39.
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-28-39

Введение

Одним из способов совершенствования ракетных двигателей является применение в составе камеры двигателя перспективных схем сопел с внешним расширением: тарельчатых сопел, сопел с внешним расширением (штыревое, aerospike) [1], с внешним расширением и управляемой подачей/отбором продуктов сгорания в донную область (штыревое аэродинамическое), тарельчатых, щелевых сопел и других [2]. Одной из перспективных схем двигателя с аэродинамическим соплом является кольцевое сопло с плоским центральным телом, которое является модификацией кольцевого сопла со сферической каверной [3; 4]. Такое сопло отличается бесколебательной перестройкой ударно-волновой структуры, в чём и состоит его преимущество по сравнению с кольцевыми соплами внешнего расширения. Наличие центральной застойной области, давление в которой выше наружного, эквивалентно профилированному центральному телу с

переменной геометрией. Тяговые характеристики такого сопла на малых высотах близки к характеристикам кольцевых сопел с внешним расширением, а на больших высотах – к характеристикам сопел Лавалья. Недостатком кольцевого сопла с плоским центральным телом являются повышенные потери давления заторможенного потока в струе за счёт образования отрывного циркуляционного течения в донной области [5]. Этот недостаток компенсируется важными конструктивными преимуществами. Сопло такого типа компактнее, легче, чем aerospike, не имеет проблем с охлаждением, формирует компактную струю за счёт того, что на его кромках поток развернут к оси, обладает повышенной энергоэффективностью при работе в плотных слоях атмосферы.

Одной из нерешённых на сегодняшний день задач является формирование облика сопла, у которого механико-геометрические соотношения в потоке соответствуют максимальной тяге, удельному импульсу. Одним из способов решения данной задачи является использование подхода сочетания полуэмпирической модели и CFD моделирования, на основании которых базируется инженерная методика, позволяющая производить оценку величины тяги и, как следствие, возможность оценить значение удельного импульса камеры [6].

В данной работе решается задача сравнения результатов расчёта по инженерной методике с результатами численного моделирования и экспериментом. Объектом исследования является кольцевое сопло с плоским центральным телом. Его геометрия представлена на рис. 1, а макет прошёл натурные испытания на лабораторном стенде.

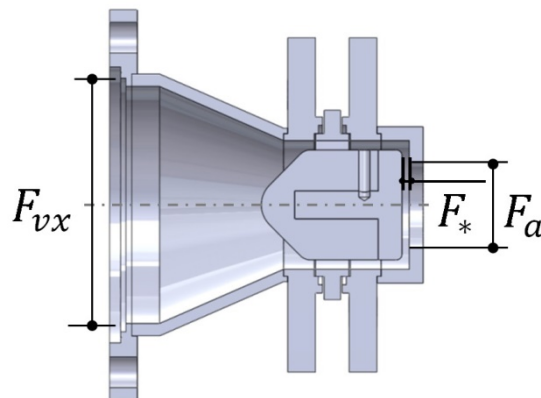


Рис. 1. Геометрия кольцевого сопла с плоским центральным телом:

F_{vx} – площадь входного сечения; F_* – площадь критического сечения (кольцевого зазора);

F_a – площадь выходного сечения сопла

Определяющими размерами сопла являются площадь критического сечения (площадь кольцевого зазора) $F_* = 2,55 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$, площадь выходного сечения сопла $F_a = 7,52 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$, площадь входного сечения сопла $F_{vx} = 5,67 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$.

Расчёт тяги по инженерной методике

Аналитическая оценка тяги была произведена в соответствии с инженерной методикой расчёта тяги сопла [6] по формуле (1), в соответствии со схемой, представленной на рис. 2:

$$P_f = \dot{m} W_* (g - k_{w*}) + p_k [-F_{ct} k_{ct} - F_a (k_a + f) - F_{vx} k_{vx}], \quad (1)$$

где P_f – тяга; \dot{m} – суммарный массовый расход; W_* – скорость в критическом сечении; p_k – давление в камере сгорания; F_i – площадь соответствующего сечения; $g, f, k_{w*}, k_{ct}, k_a, k_{vx}$ – расчётные коэффициенты.

Расчёт справедлив при выполнении следующих условий и ограничений:
 $F_{out2} = F_{ct} - F_a$; $F_{out1} = F_{vx} - F_{ct}$; $F_{ct1} = F_{ct} - F_a$; $F_{ct2} = F_a$.

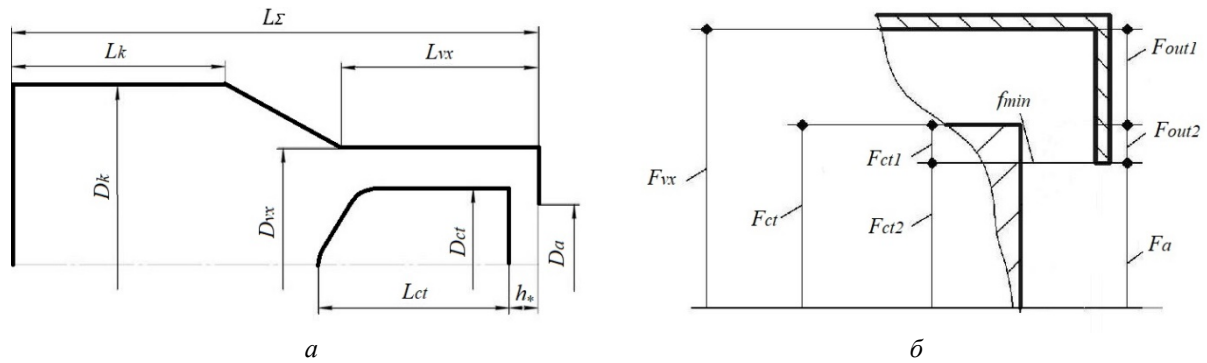


Рис. 2. Схема определения профиля камеры:

а – основные размеры камеры; б – размеры выходного сечения сопла;

h_* – щелевой зазор; D_i – диаметр соответствующего сечения; L_i – длина соответствующего сечения;

F_i – площадь соответствующего сечения; f_{min} – площадь минимального сечения;

F_{out1}, F_{out2} – площади стенок выходного сечения сопла; F_{ct1}, F_{ct2} – площади стенок центрального тела

Расчётные коэффициенты не зависят от давления внешней среды и принимаются равными $k_{ct} = 0,044$; $k_a = 0,078$; $k_{vx} = 0,034$; $k_{w*} = 0,189$. Коэффициенты g, f – зависят от давления внешней среды и определяются по рис. 3. Значения тяги в диапазоне высот от 0 до 100 км представлены на рис. 4.

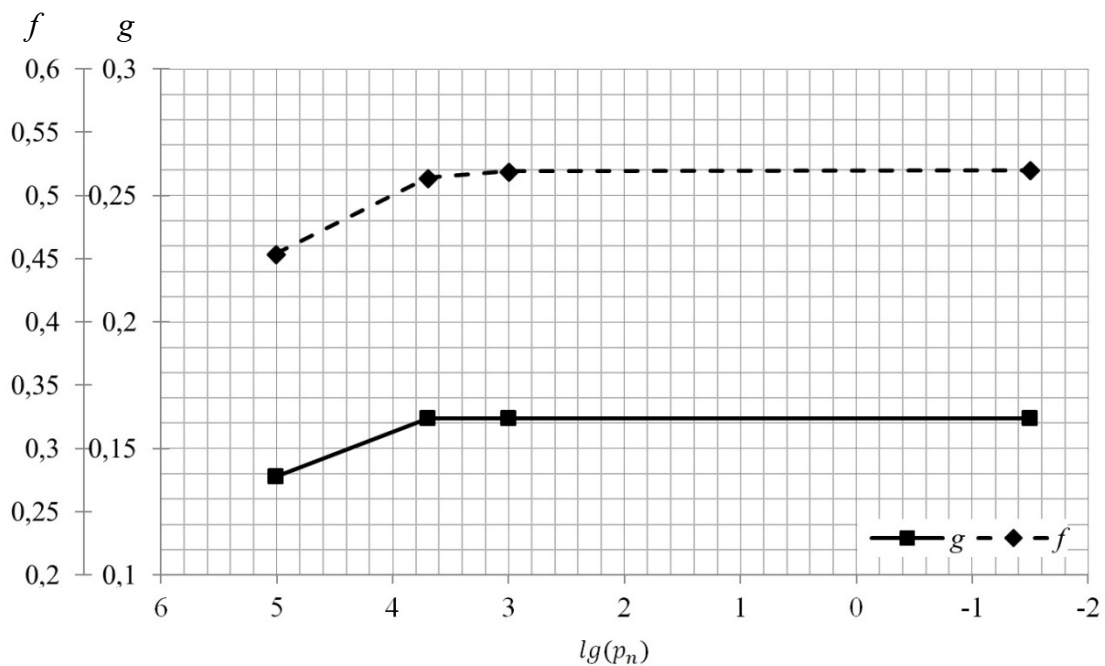


Рис. 3. Изменение коэффициентов давления и скорости от внешнего давления p_n

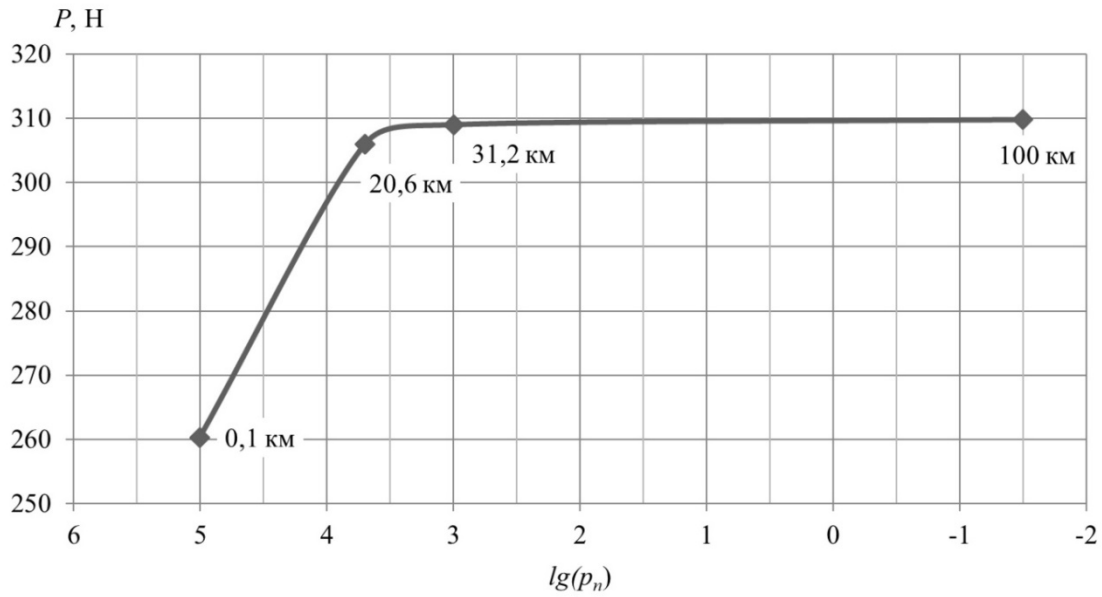


Рис. 4. Результат расчёта тяги сопла по инженерной методике

Расчёт тяги камеры численным моделированием

Двумерная задача решается в стационарной осесимметричной постановке в расчётном пакете программ ANSYS Fluent. В рамках математической модели применяются осреднённые по числу Рейнольдса уравнения Навье-Стокса для идеального газа:

– уравнение сохранения массы для двумерной стационарной осесимметричной постановки задачи:

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho v_x) + \frac{\partial}{\partial r}(\rho v_r) + \frac{\rho v_r}{r} = 0, \quad (2)$$

где ρ – плотность, кг/м³; v_x – осевая скорость, м/с; v_r – радиальная скорость, м/с; r – радиальная координата; x – осевая координата;

– уравнение сохранения импульса в двумерной стационарной осесимметричной постановке задачи принимает вид:

а) уравнение сохранения осевого импульса:

$$\begin{aligned} \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r \rho v_x v_x) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v_r v_x) = \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[r \mu \left(2 \frac{\partial v_x}{\partial x} - \frac{2}{3} \left(\frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_r}{\partial r} + \frac{v_r}{r} \right) \right) \right] + \\ + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu \left(2 \frac{\partial v_x}{\partial r} + \frac{\partial v_r}{\partial x} \right) \right], \end{aligned} \quad (3)$$

где μ – динамическая вязкость, кг/(м·с);

б) уравнение сохранения радиального импульса:

$$\begin{aligned} \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x}(r \rho v_x v_r) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(r \rho v_r v_r) = -\frac{\partial p}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial x} \left[r \mu \left(2 \frac{\partial v_r}{\partial x} + \frac{\partial v_x}{\partial r} \right) \right] + \\ + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left[r \mu \left(2 \frac{\partial v_r}{\partial r} - \frac{2}{3} \left(\frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_r}{\partial r} + \frac{v_r}{r} \right) \right) \right] - 2 \mu \frac{v_r}{r^2} + \frac{2}{3} \frac{\mu}{r} \left(\frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_r}{\partial r} + \frac{v_r}{r} \right); \end{aligned} \quad (4)$$

– уравнение сохранения энергии:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} [u_i (\rho E + p)] = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(k_T + \frac{c_p \mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} + u_i (\tau_{ij})_{eff} \right],$$

где u_i – скорость потока, м/с; E – полная энергия, Дж; p – давление, Па; k_T – коэффициент теплопроводности Вт/(м·К); c_p – удельная теплоёмкость, Дж/(кг·К); μ_t – турбулентная вязкость, кг/(м·с); Pr_t – турбулентное число Прандтля; T – температура, К; $(\tau_{ij})_{eff}$ – тензор девиаций напряжений.

Система уравнений дополняется SST-модификацией $k-\omega$ модели турбулентности [7]. Модель турбулентности $k-\omega$ -SST показывает хорошую сходимость с результатами экспериментов [8; 9] и описывается уравнениями:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k, \quad (5)$$

где k – кинетическая энергия турбулентности, Дж/кг; Γ_k – эффективный коэффициент диффузии; G_k – интенсивность турбулентной кинетической энергии; Y_k – кинетическая энергия диссипации;

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega, \quad (6)$$

где ω – удельная скорость рассеивания турбулентности, 1/с; Γ_ω – эффективная диффузионная способность ω ; G_ω – интенсивность ω ; Y_ω – диссипация ω ; D_ω – перекрёстная диффузия.

Для связи давления и скорости в программной среде используется алгоритм Coupled. Для аппроксимации по давлению применяется схема второго порядка точности, для аппроксимации по плотности, скорости, турбулентно-кинетической энергии, удельной скорости диссипации и энергии используется MUSCL схема третьего порядка точности.

Для проведения расчёта строится тетраэдрическая неструктурированная сетка. Размеры ячеек сетки: минимальная сторона двухмерной ячейки $1,66 \cdot 10^{-6}$ м², максимальная сторона двухмерной ячейки $1,36 \cdot 10^{-2}$ м². Количество расчётных ячеек 760359, узлов 383897 (рис. 5, а). Для повышения качества расчёта пограничного слоя сетка сгущается к внутренним стенкам камеры. Высота первого слоя $1,7 \cdot 10^{-6}$ м, скорость роста 1,2. Количество слоёв 10. Размер сеточных элементов у стенки обеспечивает $y^+ \approx 1$ [10] (рис. 5, б).

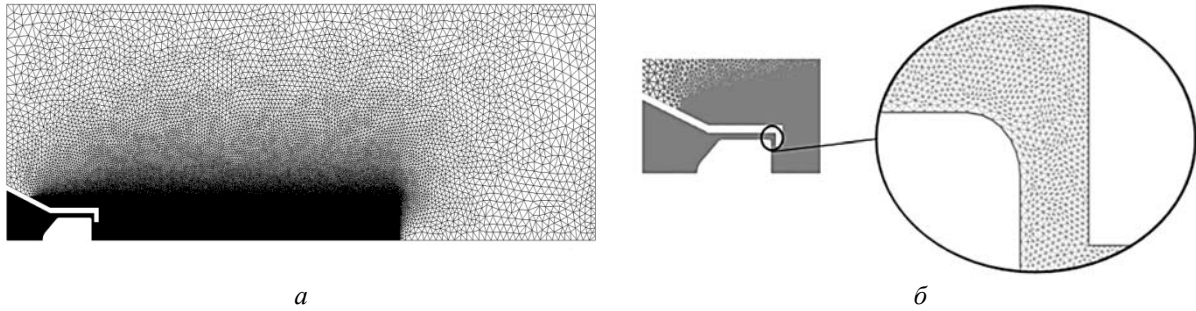


Рис. 5. Расчётная сетка: а – общий вид; б – пристенок

При расчёте используются следующие типы граничных условий: “Symmetry” для боковых стенок сектора; “Wall” без скольжения потока для стенок камеры; “Inlet mass flow” с заданием массового расхода, статического давления, температуры торможения и с интенсивностью турбулентности 5% для торца камеры сгорания. “Pressure outlet” с заданием давления заторможенного потока и температуры окружающей среды для торцов выходной области с интенсивностью турбулентности 5%.

Расчёт проводился для точки со следующими значениями параметров: суммарный массовый расход равен 0,253 кг/с, избыточное давление в камере сгорания 810600 Па, температура потока 1086 К.

На выходе из расчётной области устанавливается статическое давление и температура, соответствующая параметрам атмосферы в наземных условиях и на высоте 100000 м над уровнем моря. Параметры изменяются от 101325 Па/288,15 К до 0,0319 Па/196 К в соответствии с ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная. Параметры».

Численный расчёт тяги сопла в программном комплексе ANSYS Fluent осуществлялся методом численного интегрирования давления, распределённого по стенкам сопла, исключая силы аэродинамического сопротивления. Полученное значение суммируется со значением давления, действующего на торец камеры сгорания.

Валидация численного метода расчёта

Валидация численного метода расчёта проводилась на примере сопла с геометрией Лаваля, путём сравнения результатов расчёта тяги в программной среде с результатами расчёта тяги по аналитическим зависимостям [2]:

$$P = P_{расч} + F_a (p_a - p_n), \quad (7)$$

$$P_{расч} = \dot{m}_{\Sigma} \sqrt{2n/(n-1)RT_k \left[1 - \left(p_a/p_k \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]}, \quad (8)$$

где p_k – давление в камере сгорания, Па; p_a – давление на срезе сопла, Па; n – показатель процесса; R – газовая постоянная в камере, Дж/(кг·К); T_k – температура в камере сгорания, К.

Расчётный режим работы сопла Лаваля осуществлялся при давлении $p_a = p_n = 50000$ Па. Расчёт тяги на нерасчётном режиме проводился при значении давления окружающей среды $p_n = 101325$ Па.

Результаты расчётов тяги сопла с помощью численного моделирования и вычисленные по аналитическим зависимостям (7), (8) представлены в табл. 1.

Таблица 1. Сравнение тяги сопла Лавалья

Условие истечения	Значение тяги, Н	
	Численное моделирование	Аналитические зависимости
$p_n = 101325$ Па	268	267
$p_n = p_a = 50000$ Па	307	306

В результате вычисления значений тяги в программной среде и по аналитическим зависимостям получены схожие значения. Таким образом, расчёт численным моделированием может считаться достоверным и применимым для моделирования процессов в камере ракетного двигателя с кольцевым соплом с плоским центральным телом.

Обработка результатов численного моделирования

В результате численного моделирования камеры широкодиапазонного ракетного двигателя были построены эпюры скорости (рис. 6) и статического давления (рис. 7) на расчётном режиме работы сопла.

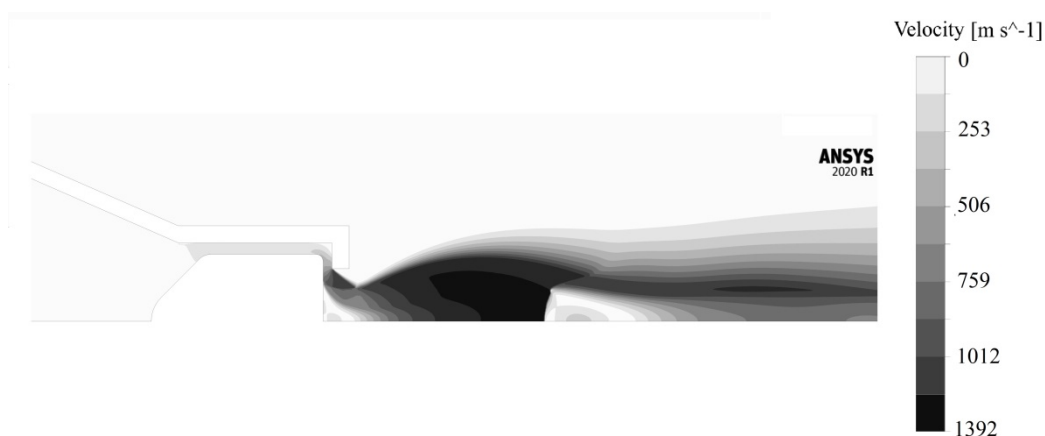


Рис. 6. Эпюра скоростей течения рабочего тела в объёме сопла по результатам численного моделирования (давление окружающей среды $p_n = 50000$ Па)

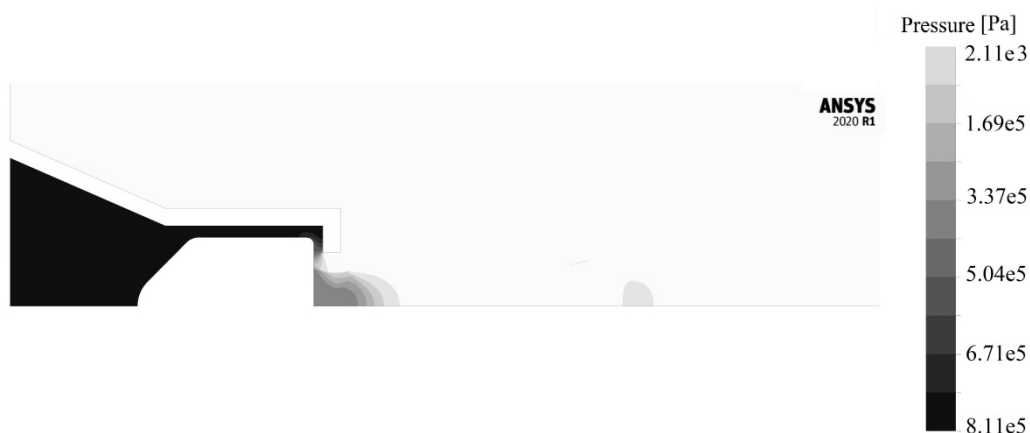


Рис. 7. Эпюра статического давления рабочего тела в объёме сопла по результатам численного моделирования (давление окружающей среды $p_n = 50000$ Па)

Численный расчёт тяги сопла в программном комплексе ANSYS Fluent осуществлялся методом численного интегрирования давления, распределённого по стенкам сопла, исключая силы аэродинамического сопротивления. Полученное значение суммируется со значением давления, действующего на торец камеры сгорания. Результаты по тяге, полученные методом численного моделирования для диапазона высот от 0 до 31,2 км, представлены на рис. 8.

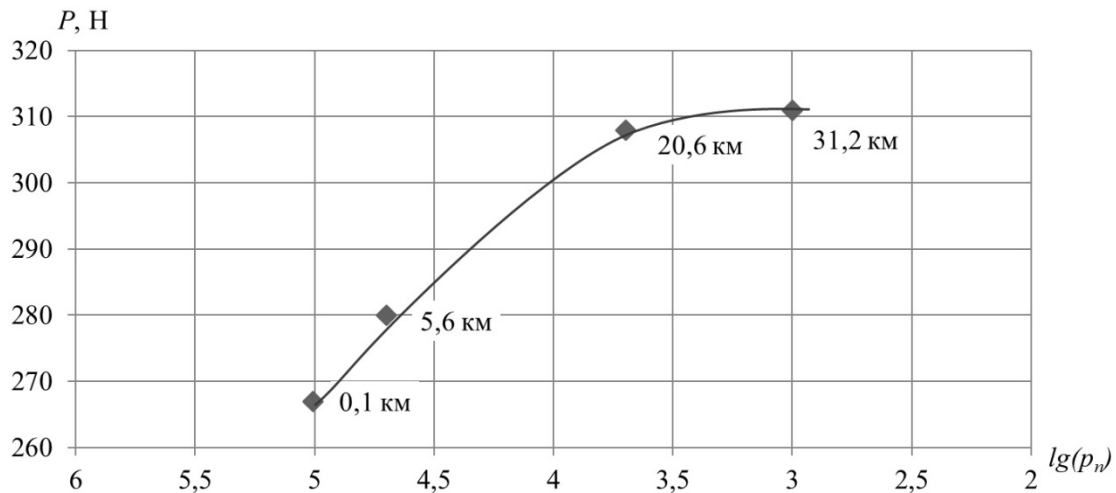


Рис. 8. Результат расчёта тяги сопла методом численного моделирования

Сравнение с экспериментом

Испытания неохлаждаемого макета кольцевого сопла с плоским центральным телом в составе камеры ракетного двигателя проводились на лабораторном стенде на кафедре «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов» БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова. Лабораторный стенд включает: систему подачи рабочих компонентов и систему охлаждения, камеру жидкостного ракетного двигателя, объект испытаний. В качестве основных компонентов топлива приняты кислород газообразный и водный раствор этанола 30%об. Для достижения рабочей температуры, не превышающей 1100 К, на входе в сопловое устройство проводилась балластировка водой продуктов сгорания. Во время работы стенда производилась автоматизированная регистрация и запись параметров, обеспечивающих формирование условий испытаний и определяющих характеристики объекта: давления, температуры, массовых расходов, тяги.

В процессе испытаний были получены экспериментальные значения тяги и удельного импульса кольцевого сопла с плоским центральным телом при давлении в камере сгорания 506625, 607950, 709275, 861262,5 Па. Общее время испытаний составило 1080 секунд (3 цикла испытаний сопловых устройств по 360 секунд каждый цикл).

При обработке данных была выделена экспериментальная выборка, соответствующая следующим ограничениям:

- коэффициент избытка окислителя находится в диапазоне: $\alpha = 0,9...1,1$;
- значение K_v находится в диапазоне: $K_v = 0,1...1,1$;
- давление в камере сгорания: $p_k > 506625$ Па.

Представленные ограничения обусловлены исключением из выборки точек, значения которых не соответствуют стационарному режиму работы камеры. Результат обработки экспериментальных данных представлен на рис. 9.

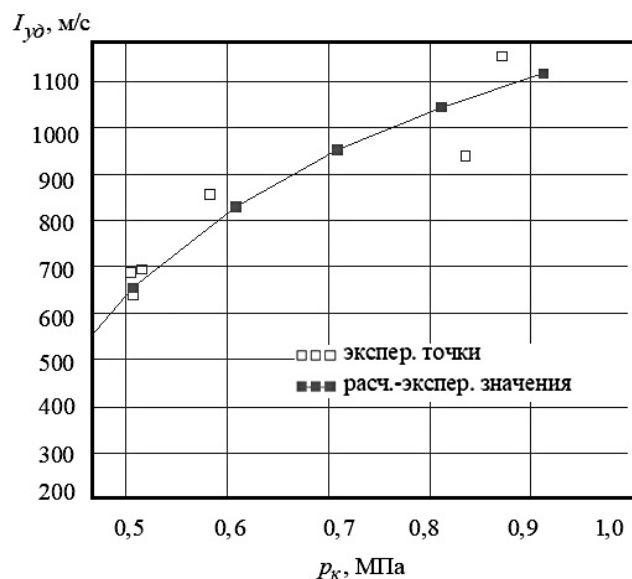


Рис. 9. Зависимость удельного импульса от давления в камере сгорания: $I_{y\partial} = f(p_k)$

Сравнение результатов численного моделирования, расчёта по инженерной методике с результатами эксперимента проводилось для точки соответствующей давлению 810600 Па. Значение удельного импульса определялось по формуле:

$$I_{y\partial} = \frac{P}{\dot{m}_{\Sigma}}$$

Сравнение результатов удельного импульса, полученных численным методом, по инженерной методике и в эксперименте представлено в табл. 2.

Таблица 2. Сравнение тяги кольцевого сопла с плоским центральным телом

Условие течения	Значение удельного импульса, м/с		
	Численное моделирование	Инженерная методика	Эксперимент
$p_k = 810600$ Па $p_n = 101325$ Па	1056	1050	1040

Представленные результаты сравнения показывают удовлетворительную сходимость: отличие между экспериментальным значением и значениями, полученными методами численного моделирования и по инженерной методике, составляет 10-15%, при этом отличие результатов численного моделирования и по инженерной методике составляет не более 3%.

Заключение

В работе показаны результаты оценки тяги и удельного импульса ракетного двигателя с кольцевым соплом с плоским центральным телом. Сравнение расчётов по инженерной методике с расчётами, выполненными численным методом, показали, что оба этих метода позволяют получать результаты с погрешностью, не превышающей 3%. В свою очередь, применение методик вычислительного эксперимента трудоёмко и требует выполнения большого количества вычислений.

Экспериментальные данные точки, соответствующей предварительно проведённым расчётам, отличаются от расчётных на 15%. Учитывая несовершенство протекания рабочих процессов на стендовой камере жидкостного ракетного двигателя, а также ряд допущений и ограничений при расчёте численным моделированием и по инженерной методике, такая расходимость может быть допустимой.

Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлёгких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», № FZWF-2020-0015.

Библиографический список

1. Ваулин С.Д., Хажаихметов К.И. Жидкостные ракетные двигатели с центральным телом: состояние и перспективы // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2021. № 10 (739). С. 74-83. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-10-74-83
2. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для вузов. Москва: МГТУ им. Баумана, 2020. 472 с.
3. Богданов В.И., Ханталин Д.С. Выходные устройства с резонаторами-усилителями тяги для реактивных двигателей // Инженерно-физический журнал. 2022. Т. 95, № 2. С. 448-458.
4. Бачурин А.Б., Русак А.М., Стрельников Е.В., Целищев В.А. Экспериментальные и теоретические исследования особенностей течения в регулируемых соплах с центральным телом // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2010. Т. 14, № 5 (40). С. 52-61.
5. Засухин О.Н., Продан Н.В., Ильина Т.Е. Экспериментальные данные о режимах течения с внезапным расширением // Сборник научных статей Международного научного подразделения Университета ИТМО «Механики и энергетических систем» «Донное давление». Краснодар: Издательский Дом – Юг, 2016. С. 133-195.
6. Киршина А.А., Левихин А.А., Киршин А.Ю. Численная методика расчёта тяги сопла широкодиапазонного ракетного двигателя // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2022. Т. 22, № 5. С. 1016-1024. DOI: 10.17586/2226-1494-2022-22-5-1016-1024
7. Hakim K., Toufik H., Mouloudj Y. Study and simulation of the thrust vectoring in supersonic nozzles // Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences. 2022. V. 93, Iss. 1. P. 13-24. DOI: 10.37934/arfmts.93.1.1324
8. Chaudhuri A., Hadjadj A. Numerical investigations of transient nozzle flow separation // Aerospace Science and Technology. 2016. V. 53. P. 10-21. DOI: 10.1016/j.ast.2016.03.006
9. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA Journal. 1994. V. 32, Iss. 8. P. 1598-1605. DOI: 10.2514/3.12149
10. Chaudhuri A., Hadjadj A. Numerical investigations of transient nozzle flow separation // Aerospace Science and Technology. 2016. V. 53. P. 10-21. DOI: 10.1016/j.ast.2016.03.006

COMPARATIVE RESULTS OF COMPUTATIONAL AND THEORETICAL STUDY OF THE ANNULAR NOZZLE WITH A FLAT CENTRAL BODY

© 2024

- A. A. Kirshina** Senior Lecturer of the Department of Aircraft Engines and Power Plants; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, St. Petersburg, Russian Federation; kirshina_aa@voenmeh.ru
- A. A. Levikhin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Head of the Department of Aircraft Engines and Power Plants; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, St. Petersburg, Russian Federation; levikhin_aa@voenmeh.ru
- A. Yu. Kirshin** Lecturer of the Department of Aircraft Engines and Power Plants; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, St. Petersburg, Russian Federation; kirshin_aiu@voenmeh.ru

One of the ways to improve specific characteristics of the power plant of a launch vehicle for ladeploying payload to the near-Earth space is to provide the possibility of operation of a fixed nozzle in the design mode over the whole active leg of the flight trajectory. The nozzle should be compact, lightweight, well-cooled. For detailed testing of the possibility of introducing a nozzle into the rocket engine chamber it is necessary to be able to quickly assess the true value of the thrust and the specific impulse the chamber with such a nozzle can achieve. This article presents the results of comparison of the thrust and specific impulse, obtained during calculations using engineering methods, numerical modeling for the atmospheric section and high-altitude sections of the trajectory. The results of the calculation are compared with the experimental values of the specific impulse obtained on the rocket engine test-bed under atmospheric operating conditions. These results can be effectively applied both to evaluate new and to improve existing nozzle designs of wide-range rocket engines.

Annular nozzle; numerical modeling; thrust; specific impulse; rocket engine

Citation: Kirshina A.A., Levikhin A.A., Kirshin A.Yu. Comparative results of computational and theoretical study of the annular nozzle with a flat central body. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 28-39. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-28-39

References

1. Vaulin S.D., Khazhiakhmetov K.I. The state-of-the-art and prospects of aerospike engines. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*. 2021. No. 10 (739). P. 74-83. (In Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2021-10-74-83
2. Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnyye raketnyye dvigateli. Osnovy proektirovaniya: uchebnik dlya vuzov* [Liquid rocket engines. Fundamentals of design: textbook]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2020. 472 p.
3. Bogdanov V.I., Khantalin D.S. Exit devices with resonators-thrust amplifiers for jet engines. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2022. V. 95, Iss. 2. P. 441-451. DOI: 10.1007/s10891-022-02498-8
4. Bachurin A.B., Rusak A.M., Strelnikov E.V., Celischev V.A. Experimental and theoretical researches of features of the current in adjustable nozzles with the central body. *Vestnik UGATU*. 2010. V. 14, no. 5 (40). P. 52-61. (In Russ.)
5. Zasuhin O.N., Prodan N.V., Ilina T.E. Eksperimental'nye dannye o rezhimakh techeniya s vnezapnym rasshireniem. Sbornik nauchnykh statey Mezhdunarodnogo nauchnogo podrazdeleniya Universiteta ITMO «Mekhaniki i Energeticheskikh Sistem» «Donnoe Davlenie». Krasnodar: Izdatel'skiy Dom – Yug Publ., 2016. P. 133-195. (In Russ.)
6. Kirshina A.A., Levikhin A.A., Kirshin A.Yu. Numerical method for calculating the nozzle thrust of a wide-range rocket engine. *Scientific and Technical Journal of Information*

Technologies, Mechanics and Optics. 2022. V. 22, no. 5. P. 1016-1024. (In Russ.). DOI: 10.17586/2226-1494-2022-22-5-1016-1024

7. Hakim K., Toufik H., Mouloudj Y. Study and simulation of the thrust vectoring in supersonic nozzles. *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*. 2022. V. 93, Iss. 1. P. 13-24. DOI: 10.37934/arfmts.93.1.1324

8. Chaudhuri A., Hadjadj A. Numerical investigations of transient nozzle flow separation. *Aerospace Science and Technology*. 2016. V. 53. P. 10-21. DOI: 10.1016/j.ast.2016.03.006

9. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*. 1994. V. 32, Iss. 8. P. 1598-1605. DOI: 10.2514/3.12149

10. Chaudhuri A., Hadjadj A. Numerical investigations of transient nozzle flow separation. *Aerospace Science and Technology*. 2016. V. 53. P. 10-21. DOI: 10.1016/j.ast.2016.03.006

НАДЁЖНО-ОРИЕНТИРОВАННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТЕМРОАЗМЕРОСТАБИЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

© 2024

Л. А. Климакова кандидат технических наук, начальник конструкторской бригады;
Обнинское научно-производственное предприятие «Технология»
им. А.Г. Ромашина», г. Обнинск;
klimakova@technologiya.ru

Рассматривается проблема обеспечения заданной терморазмеростабильности конструкций из слоистых полимерных композиционных материалов на период срока службы. Предлагается метод надёжно-ориентированного проектирования терморазмеростабильной композитной конструкции, согласно которому её проектные параметры устанавливаются с учётом технологической реализуемости термодформационных свойств в конкретном технологическом процессе и эксплуатационной изменчивости этих свойств для условий и длительности применения изделия. Обсуждаются особенности процесса проектирования по критерию размерной точности и стабильности при удовлетворении требований надёжности, прочности и жёсткости в рамках разработанного подхода, приведён алгоритм комплексного решения задачи.

Полимерные композиционные материалы; терморазмеростабильная конструкция; термодформационные свойства; надёжно-ориентированное проектирование

Цитирование: Климакова Л.А. Надёжно-ориентированное проектирование терморазмеростабильных космических конструкций из полимерных композиционных материалов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 40-48. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-40-48

Введение

Совершенствование современной космической техники во многом связано с полимерными композиционными материалами (ПКМ), которые позволяют существенно расширить функциональные возможности и улучшить тактико-технические характеристики космических аппаратов (КА), в том числе за счёт таких специальных свойств конструкций, как терморазмеростабильность, являющейся характеристикой размерной точности объекта в условиях тепловых воздействий.

Как известно, проектирование, производство и эксплуатация изделий из ПКМ по некоторым аспектам принципиально отличаются от аналогичных процессов для конструкций из традиционных материалов. В свою очередь, размеростабильные представляют собой отдельный класс композитных (как правило, углепластиковых) конструкций, требующих особого подхода к их созданию.

В инженерной практике решение задачи терморазмеростабильности композитной конструкции преимущественно ограничивается выбором слоистой структуры (тип и характеристики материала, углы укладки, содержание компонентов) с теоретически нулевым (или близким к нулю) температурным коэффициентом линейного расширения (ТКЛР) при существующих ограничениях и нормированием допустимых отклонений тех или иных структурных параметров [1 – 3]. В ряде случаев такой подход представляется вполне оправданным. В то же время, так как полимерные материалы характеризуются сильной зависимостью свойств от технологии изготовления и подвержены старению, для обеспечения высокой размерной точности в течение всего жизненного цикла изделия требуется учёт реализуемости его термодформационных свойств в конкретном технологическом процессе и изменения этих свойств при воздействии внешних факторов для условий и длительности эксплуатации.

Согласно ГОСТ 27.002 свойство объекта сохранять во времени в установленных пределах значения параметров, характеризующих способность выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях применения, есть надёжность. Поскольку для терморазмеростабильной конструкции «способность выполнять требуемые функции» определяется, в первую очередь, её термодформационными свойствами (термические перемещения или ТКЛР), соответствие этих характеристик регламентным значениям в течение срока службы является комплексным критерием размерной точности и надёжности (безотказности – для объектов одноразового использования) изделия.

Таким образом, принцип учёта технологической и эксплуатационной изменчивости свойств закладывает основу надёжностно-ориентированной концепции терморазмеростабильности. Цель работы – показать применимость этой концепции при разработке высокоточных конструкций из слоистых ПКМ для космических систем с длительным сроком активного существования, а также рассмотреть некоторые аспекты проектирования, представляющие методический и практический интерес.

Постановка задачи проектирования геометрически стабильных космических конструкций из полимерных композиционных материалов

С учётом эффекта накопления в композиционном материале структурных изменений термодформационное состояние конструкции при многофакторном внешнем воздействии, согласно принципу суперпозиции перемещений, в общем виде является суммой деформаций от воздействия каждого фактора. К числу факторов, влияющих на размерную точность конструкции КА, помимо производственно-технологических условий изготовления, определяющих термодформационное состояние изделия на начало эксплуатации, относятся силовые нагрузки и окружающая среда, воздействующие на конструкцию в процессе эксплуатации – на этапах выведения КА на орбиту и эксплуатации в космосе.

В методологическом аспекте задача обеспечения геометрической стабильности – при снижении влияния дестабилизирующих воздействий – должна рассматриваться в контексте минимизации «отклика» конструкции на эти воздействия [4]:

$$\lim \varepsilon_{\Sigma} \rightarrow \min, \quad (1)$$

$$\varepsilon_{\Sigma} = \varepsilon_1 + \sqrt{\varepsilon_2^2 + \varepsilon_3^2 + \varepsilon_4^2}, \quad (2)$$

где ε_{Σ} – отклонение размера от теоретического значения на конечный момент времени эксплуатации; ε_1 – отклонения размера от теоретического значения на начало эксплуатации (состояние после изготовления); $\varepsilon_2, \varepsilon_3, \varepsilon_4$ – предельные значения деформации при наземной эксплуатации, выведении на орбиту и эксплуатации в космосе соответственно. Выражение (1) есть математическое представление целевой функции проектирования конструкции по критерию размерной точности.

Применительно к задачам терморазмеростабильности выражение (2) с учётом критичности соответствующих факторов влияния преобразуется в соотношение вида

$$\varepsilon_{\Sigma} = \varepsilon_1 + \varepsilon_4, \quad (3)$$

которое отражает требование минимизации отклонений термодформационных свойств изделия от теоретических значений при изготовлении и лётной эксплуатации.

В общем виде задача проектирования терморазмеростабильной конструкции формулируется следующим образом. При первоначальных исходных данных, а также

данных, устанавливаемых в процессе предварительного проектирования, определить параметры конструкции, обеспечивающие при существующих ограничениях минимальные деформации в установленном температурном диапазоне в течение назначенного срока службы. Основными исходными данными являются: эксплуатационные условия (силовые нагрузки, факторы внешней среды), требования терморазмеростабильности, массогабаритные ограничения (m, V), ограничения по прочности σ и жёсткости (модуль упругости E , частота собственных колебаний f).

Требования терморазмеростабильности задаются предельными термическими перемещениями $[\varepsilon]$ или интервалом допустимых значений ТКЛР $[\alpha]$. Принадлежность ТКЛР конструкции интервалу допустимых значений на всех этапах жизненного цикла является комплексным показателем её эффективности и надёжности, невыполнение этого условия рассматривается как критерий отказа. В целях снижения неоднородности тепловых полей одновременно с требованиями терморазмеростабильности могут предъявляться требования по теплопроводности λ .

Воздействующие на конструкцию КА в процессе эксплуатации силовые нагрузки и факторы окружающей среды (температура, влажность, ионизирующее излучение, вакуум и т.д.) имеют различную физическую природу и, если парирование силовых воздействий решается стандартными конструктивными приёмами, обеспечивающими требуемую жёсткость, то влияние внешней среды компенсируется свойствами конструкционного материала. Прочностные требования при этом не являются определяющими, так как их уровень, как правило, относительно невысок.

К данным, устанавливаемым в ходе предварительного проектирования, относятся: конструктивная схема; тип конструкции и соединения её конструктивных элементов; способ изготовления; расчётные случаи силового и термического нагружения; материал, геометрические, структурные параметры и свойства основных элементов. Данные, принятые на этапе предварительного проектирования, задаются в качестве первого приближения и подлежат уточнению при последующих итерациях.

Метод надёжно-ориентированного проектирования терморазмеростабильных конструкций из полимерных композиционных материалов

В соответствии с надёжно-ориентированной концепцией разработан метод проектирования космических конструкций из ПКМ, который реализует «встраивание» целевой функции долговременной терморазмеростабильности в комплексную задачу определения рациональных параметров изделия в целом. Структурная схема алгоритма проектирования представлена на рис. 1. В самом общем виде процесс реализуется следующим образом.

1. Выбор конструктивной схемы и способа изготовления изделия на основе проработки различных вариантов схемно-технологических решений.

Выбор конструктивной схемы как совокупности конструктивных элементов, обеспечивающих геометрическую неизменяемость конструкции при внешних воздействиях, производится по критерию рациональности: удовлетворение жёсткостным требованиям при минимально возможной массе, максимальной компактности и совместимости с термомодеформационными ограничениями.

Способ изготовления конструкции зависит от её типа и габаритов, применяемых материалов и производственных возможностей. При этом, с точки зрения размерной стабильности, предпочтительны малостадийные технологические схемы, так как многоступенчатость процесса переработки ПКМ приводит к накоплению технологических дефектов и значительному рассеянию термоупругих свойств [5].

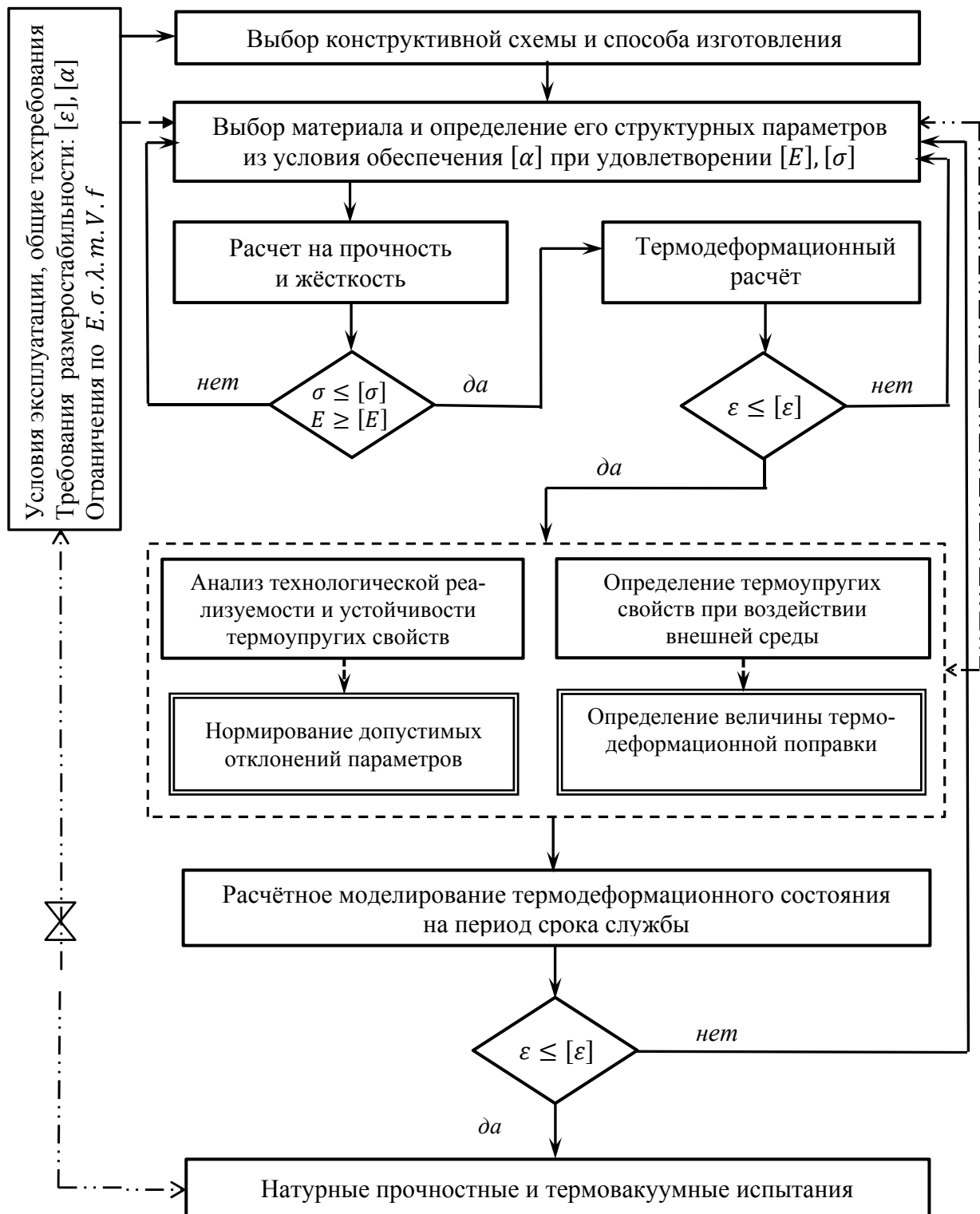


Рис. 1. Структурная схема алгоритма надёжностно-ориентированного проектирования терморазмеростабильных космических конструкций из полимерных композиционных материалов с учётом технологической и эксплуатационной изменчивости свойств

Вопросы организации соединений элементов конструкции в контексте размерной точности приобретают особый статус, так как помимо обычных требований прочности и жёсткости, на соединения распространяются требования минимальных деформаций. Совмещенные технологические схемы изготовления в этом аспекте также являются более предпочтительными, поскольку реализуемые при таком методе интегральные соединения характеризуются лучшей, по отношению, например, к механическим соединениям, точностью взаимного позиционирования сопрягаемых элементов и однородностью напряжённо-деформированного состояния [6].

2. Формирование термдеформационных свойств изделия посредством выбора типа и структуры композиционного материала.

Выбор материала и определение структурных параметров слоистого пакета (углов ориентации, числа и относительной толщины слоёв) выполняется по термоупругим свойствам (и теплопроводности) материала из условия обеспечения требуемых значений ТКЛР при удовлетворении жёсткостных и прочностных требований [7; 8]. При этом должен быть учтён вклад всех элементов в общие термические деформации конструкции (например, влияние сотозаполнителя и клея на интегральный ТКЛР трёхслойной конструкции [9]).

3. Проектно-расчётный расчёт конструкции при силовом и тепловом нагружении.

К основным расчётным случаям силового нагружения конструкций КА относятся транспортные нагрузки (статика, низкочастотные вибрации) на стадии наземной эксплуатации и вибрационные и акустические нагрузки при выводе на орбиту, при этом основным силовым расчётом является динамический анализ (расчёт на жёсткость) [10]. Расчёт на прочность при этом имеет, скорее, характер поверочного, так как для таких конструкций статические силовые нагрузки невысоки. Задача расчёта на жёсткость с точки зрения геометрической стабильности состоит в выборе инерционных параметров (толщины и упругих свойств основных силовых элементов) для рассматриваемых вариантов конструктивного исполнения, обеспечивающих требуемые значения низших собственных частот конструкции и отсутствие остаточных силовых деформаций.

Моделирование поведения при тепловой нагрузке имеет принципиальное значение при проектировании конструкции по критерию терморазмеростабильности. Оценка термдеформационных свойств конструкции выполняется сравнением величины термических деформаций ε , полученных расчётным путём в установленном диапазоне температур, с заданным значением $[\varepsilon]$. Невыполнение условия $\varepsilon \leq [\varepsilon]$ или $\alpha \leq [\alpha]$ влечёт за собой необходимость изменения проектных параметров (схемы армирования, основных материалов, типа конструкции, способа организации соединений и т.д.) с соответствующим пересчётом свойств элементов конструкции.

Важной составляющей термдеформационного расчёта является определение проектных значений термоупругих свойств конструктивных элементов, при которых реализуются минимальные термические деформации конструкции в целом. Кроме этого, анализ напряжённо-деформированного состояния (НДС) позволяет оценить термдеформационную эффективность конструктивных материалов и конструктивной схемы, выявить и минимизировать факторы негативного термдеформационного взаимовлияния, к которым относятся несогласованность ТКЛР (например, в случае использования металлических комплектующих) и наличие нерегулярностей (соединительные элементы, локальные усиления, местные вырезы, заделки и т.п.).

4. Расчётно-экспериментальный анализ технологической реализуемости и устойчивости термоупругих свойств.

Неотъемлемой составляющей процесса проектирования терморазмеростабильной конструкции из ПКМ является расчётно-экспериментальный анализ технологической

реализуемости и устойчивости термоупругих характеристик с нормированием допустимых диапазонов изменения структурных параметров материала и технологических параметров изготовления.

ТКЛР может зависеть от целого ряда структурных и технологических параметров, степень влияния каждого из которых зависит от величины отклонения параметра, структуры слоистого пакета, и определяется индивидуально для конкретной конструкции и конкретного технологического процесса с учётом реальных производственных диапазонов отклонений и возможности их контроля и управления. Вместе с тем, для большинства схем армирования наиболее критичными являются разбросы соответствующих термоупругих характеристик материала и углов его укладки, в связи с чем именно эти параметры подлежат обязательному нормированию в технической документации на изделие.

К основным технологическим параметрам, обеспечивающим стабильность процесса формования и непосредственно влияющим на точностные характеристики изделия, относятся вязкость связующего, температура отверждения, скорости нагрева-охлаждения, время выдержки, давление [11]. Допустимые диапазоны их изменения устанавливаются на основе анализа кинетики отверждения полимерного материала.

5. Определение термоупругих свойств при воздействии внешней среды.

Для обеспечения надёжности (заданной терморазмеростабильности) конструкции в течение срока службы налагаемые на неё при проектировании и контролируемые при изготовлении требования должны устанавливаться с учётом ожидаемого изменения свойств – в первую очередь, ТКЛР – от действия эксплуатационных факторов внешней среды. Это означает введение при необходимости в проектные характеристики конструкции соответствующей термодформационной поправки $\Delta\alpha$, требуемая величина которой может быть достоверно определена только прямым экспериментом. Экспериментальная оценка свойств при эксплуатационных воздействиях является также обязательной для квалификации композиционного материала и получения заключения о возможности его применения по назначению в составе конструкции КА.

В соответствии с принципом суперпозиции перемещений методика проведения эксперимента основывается на последовательном нагружении репрезентативных образцов конструкции воздействиями, имитирующими условия внешней среды при наземной и лётной эксплуатации. К основным факторам внешней среды относятся: температура и влажность для наземного этапа, радиационное облучение и циклическое воздействие знакопеременных температур для лётного этапа эксплуатации. Режимы и продолжительность воздействий устанавливаются в соответствии с условиями эксплуатации изделия. Результирующими данными испытаний являются свойства, соответствующие начальному и конечному моментам времени эксплуатации изделия.

6. Расчётное моделирование термодформационного состояния на период срока службы.

Вследствие определяющей роли в надёжности композитной конструкции стабильности свойств материала метод теоретического анализа НДС на основе экспериментальных данных о свойствах материала в зависимости от условий и времени эксплуатации рассматривается в качестве основного в задачах прогнозирования надёжности полимерных изделий [12].

Оценка надёжности терморазмеростабильной конструкции на период срока службы выполняется методом численного моделирования её термодформационного поведения с использованием фактических свойств изделия в исходном (после изготовления) и конечном (по завершении эксплуатации) состояниях. В качестве информации об изделии используются данные, полученные при испытании образцов в рамках определения свойств при эксплуатационных воздействиях факторов внешней среды.

7. *Натурные прочностные и термовакуумные испытания.*

Завершающим этапом проектирования являются прочностные и термовакуумные испытания натурной конструкции (макета), целью которых является подтверждение соответствия реализованных характеристик терморазмеростабильности, прочности и жёсткости заданным значениям. Достигнутые показатели терморазмеростабильности конструкции определяются прямыми измерениями термических перемещений для тепловых режимов штатного функционирования изделия в условиях, воспроизводящих основные факторы космического пространства.

Заключение

Как показывает опыт практического применения, предложенная надёжностно-ориентированная концепция терморазмеростабильности и разработанный на её основе метод проектирования обеспечивают возможность создания высокоточных композитных конструкций с прогнозируемой технологической и эксплуатационной надёжностью термодформационных свойств. Функциональная эффективность нового подхода и принципиальных положений метода подтверждена примерами ряда конструкций космического назначения, в том числе крупногабаритных откидных платформ, штатно эксплуатируемых в составе космического аппарата.

Библиографический список

1. Зиновьев П.А. Термостабильные структуры многослойных композитов // В сб.: «Механика конструкций из композиционных материалов». М.: Машиностроение, 1992. С. 193-207.
2. Комиссар О.Н. Разработка расчётно-экспериментального метода проектирования технологически несимметричных многослойных труб формостабильных космических конструкций. Дис. ... канд. техн. наук. Обнинск, 2004. 146 с.
3. Смердов А.А. Разработка методов проектирования композитных материалов и конструкций ракетно-космической техники. Дис. ... докт. техн. наук. Москва, 2007. 412 с.
4. Моишеев А.А. Методология создания прецизионных космических аппаратов // В кн.: «Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований». Т. 1. М.: МАИ-Принт, 2013. С. 57-91.
5. Молодцов Г.А., Биткин В.Е., Симонов В.Ф., Урмансов Ф.Ф. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 2000. 352 с.
6. Klimakova L., Polovy A., Vymorkov N., Zinoviev P., Catinaccio A. Functional designing of CFRP precision large-sized support structure // Proceedings of the 25th Jubilee International SAMPE Europe Conference 2004: Material & Process Technology (March 30, April 1, 2004, Paris, France). P. 260-265.
7. Климакова Л.А., Половый А.О. Возможности использования углепластиков в термостабильных структурах прецизионных конструкций // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2008. № 2 (71). С. 22-28.
8. Климакова Л.А., Половый А.О. Теплопроводность углепластиков на основе термостабильных структур для прецизионных конструкций // Механика композиционных материалов и конструкций. 2009. Т. 15, № 3. С. 319-326.

9. Климакова Л.А., Половый А.О. Экспериментальные исследования влияния сотозаполнителя и клея на ТКЛР углепластиковой трёхслойной конструкции // Механика композиционных материалов и конструкций. 2011. Т. 17, № 4. С. 539-544.

10. Конструирование автоматических космических аппаратов / под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1996. 448 с.

11. Балашов В.М., Дарьев Д.В., Семёнова Е.Г. Особенности проектирования и технологии производства сложнопрофильных антенных конструкций антенн из композиционных материалов // Сборник докладов III Всероссийской конференции «Радиолокация и радиосвязь» (26-30 октября 2009 г., Москва, Россия). М.: ИРЭ РАН, 2009. С. 108-121.

12. Реутов А.И. Надёжность изделий из полимерных композиционных материалов с учётом статистической изменчивости их характеристик. Дис. ... докт. техн. наук. Томск, 2016. 122 с.

RELIABILITY-ORIENTED DESIGN OF PCM THERMODIMENSIONALLY STABLE SPACE STRUCTURES

© 2024

L. A. Klimakova Candidate of Science (Engineering), Head of the Design Team;
JSC Obninsk Research and Production Enterprise Technologiya
named after A.G. Romashin, Obninsk, Russian Federation;
klimakova@technologiya.ru

The problem of ensuring the specified thermo-dimensional stability of structures from laminated polymer composite materials for the service life period is considered. A method of reliability-oriented design of a thermo-dimensionally stable composite structure is proposed, according to which its design parameters are set with regard to the possibility of obtaining thermal strain properties under specific processing and the changes of these properties for the operational conditions and duration of using the article as intended. Within the framework of the presented approach, the features of design upon the dimensional accuracy and stability criterion when meeting the requirements of strength and stiffness are discussed, an algorithm of a packaged solution of the design task is given.

Polymeric composite materials; thermo-dimensionally stable structure; thermal strain properties; reliability-oriented design

Citation: Klimakova L.A. Reliability-oriented design of PCM thermodimensionally stable space structures. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 40-48. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-40-48

References

1. Zinov'ev P.A. Termostabil'nye struktury mnogosloynnykh kompozitov. *V sb.: «Mekhanika Konstruktsiy iz Kompozitsionnykh Materialov»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1992. P. 193-207. (In Ruus.)

2. Komissar O.N. *Razrabotka raschetno-eksperimental'nogo metoda proektirovaniya tekhnologicheskoi nesimmetrichnykh mnogosloynnykh trub formostabil'nykh kosmicheskikh konstruktsiy*. Diss. ... kand. tekhn. nauk [Development of a calculation and experimental design method for technologically unsymmetrical multilayered tubes of dimensionally stable space structures. Thesis for a Candidate Degree (Engineering)]. Obninsk, 2004. 146 p.

3. Smerdov A.A. *Razrabotka metodov proektirovaniya kompozitnykh materialov i konstruktsiy raketno-kosmicheskoy tekhniki*. Diss. ... dokt. tekhn. nauk [Development of methods of designing composite materials and structures of aerospace equipment. Thesis for a Doctor's Degree (Engineering)]. Moscow, 2007. 412 p.

4. Moisheev A.A. Metodologiya sozdaniya pretsizionnykh kosmicheskikh apparatov. *V kn.: «Proektirovanie Avtomaticheskikh Kosmicheskikh Apparatov Dlya Fundamental'nykh Nauchnykh Issledovaniy»*. V. 1. Moscow: MAI-Print Publ., 2013. P. 57-91. (In Russ.)
5. Molodtsov G.A., Bitkin V.E., Simonov V.F., Urmansov F.F. *Formostabil'nye i intellektual'nye konstruksii iz kompozitsionnykh materialov* [Dimensionally stable and intellectual structures from composite materials]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2000. 352 p.
6. Klimakova L., Polovy A., Vymorkov N., Zinoviev P., Catinaccio A. Functional designing of CFRP precision large-sized support structure. *Proceedings of the 25th Jubilee International SAMPE Europe Conference 2004: Material & Process Technology (March 30, April 1, 2004, Paris, France)*. P. 260-265.
7. Klimakova L.A., Polovyi A.O. Possible usage of carbon fiber reinforced plastics in thermostable structures of precision constructions. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2008. No. 2 (71). P. 22-28. (In Russ.)
8. Klimakova L.A., Polovy A.O. Thermal conductivity of CFRP based on thermostable lay-ups for precision structures. *Journal on Composite Mechanics and Design*. 2009. V. 15, no. 3. P. 319-326. (In Russ.)
9. Klimakova L.A., Polovy A.O. Experimental studies of honeycomb and adhesive effects on CFRP sandwich structure CTE. *Journal on Composite Mechanics and Design*. 2011. V. 17, no. 4. P. 539-544. (In Russ.)
10. *Konstruirovaniye avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov* [Design of unmanned space vehicles / ed. by Kozlov D.I.]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1996. 448 p.
11. Balashov V.M., Dar'ev D.V., Semenova E.G. Osobennosti proektirovaniya i tekhnologii proizvodstva slozhnoprofil'nykh antenykh konstruksiy anten iz kompozitsionnykh materialov. *Sbornik dokladov III Vserossiyskoy konferentsii «Radiolokatsiya i Radiosvyaz'» (September, 26-30, 2009, Moscow, Russia)*. Moscow: IRE RAN Publ., 2009. P. 108-121. (In Russ.)
12. Reutov A.I. *Nadezhnost' izdeliy iz polimernykh kompozitsionnykh materialov s uchetom statisticheskoy izmenchivosti ikh kharakteristik. Dis. ... dokt. tekhn. nauk* [Reliability of products from polymeric composite materials with regard to statistical variation of their characteristics. Thesis for a Doctor's Degree (Engineering)]. Tomsk, 2016. 122 p.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© 2024

А. Д. Кондряков аспирант кафедры «Конструкция и проектирование двигателей»;
Московский авиационный институт;
начальник бригады статора конструкторского отдела компрессоров;
ОКБ им. А. Льюльки филиал ПАО «ОДК-УМПО», Москва;
tetra1337@mail.ru

М. К. Леонтьев доктор технических наук, профессор кафедры «Конструкция
и проектирование двигателей»;
Московский авиационный институт;
генеральный директор;
ООО «Альфа-Транзит», Москва;
lemk@alfatran.com

Представлен обзор разработок по электрификации существующих и созданию новых гибридных силовых установок в России и за рубежом концепции более электрического и полностью электрического самолёта. На основе обзора выделены перспективные направления по электрификации существующих и созданию новых гибридных силовых установок летательного аппарата.

Турбореактивный двигатель; электрификация; гибридная силовая установка; электрический самолёт; стартер-генератор; электроприводные агрегаты

Цитирование: Кондряков А.Д., Леонтьев М.К. Электрические силовые установки летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 49-61. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-49-61

Введение

Опираясь на результаты осуществляемых в данный момент проектов, иностранные и отечественные разработчики авиационной техники ведут работы над программами создания самолётов и двигателей шестого поколения, которые по своим параметрам будут существенно превосходить изделия прошлого поколения. Технологии, которые будут в них применены, направлены на повышение эффективности изделий и снижение стоимости их жизненного цикла [1].

Среди множества направлений развития авиационной техники перспективным является разработка летательных аппаратов с электрическими силовыми установками (СУ), питающими электрические агрегаты самолётов. К этому направлению подключается всё больше и больше различных авиационных фирм по всему миру [2]. Прогнозируется, что через 20-30 лет, учитывая существенный прогресс в создании элементов электрических систем, ожидается появление летательных аппаратов с гибридными и электрическими силовыми установками [3].

Гибридная силовая установка для летательных аппаратов представляет собой систему из традиционного турбореактивного двигателя, вся мощность или часть мощности которого используется для работы электрического генератора, который в свою очередь питает электрический привод систем самолёта.

Рассматриваемые в статье наработки зарубежных и отечественных производителей авиационной техники позволяют выделить несколько основных направлений в области электрификации силовой установки:

1. Электрификация газотурбинного двигателя. Введение в его состав различных электрических элементов.

2. Гибридная силовая установка. Создание тяги производится тепловыми двигателями совместно с электроприводными устройствами.

3. Гибридная силовая установка. Создание тяги производится электроприводными винтами, питание которых осуществляется от газотурбинного двигателя или вспомогательной силовой установки.

4. Полностью электрическая силовая установка без теплового двигателя. Создание тяги электроприводными винтами, питание которых осуществляется от аккумуляторов и (или) топливных элементов.

Опыт разработок по электрификации силовых установок за рубежом

Анализ сферы перспектив развития авиационной техники демонстрирует, что наиболее предпочтительными с точки зрения энергоэффективности и экологичности является переход к более электрическому или полностью электрическому самолету. В США и странах Европы на синтез данных технологий обеспечиваются большие финансовые вливания.

Для программы More Electric Aircraft, в которой участвуют около 40 фирм Европы, на период в 4 года выделено около 400 млн. евро. Концепт программы More Electric Aircraft представлен на рис. 1 [4].



Рис. 1. Концепт программы More Electric Aircraft

С 2007 года в течение трёх лет осуществлялось финансирование совместной американо-европейской программы More Open Electrical Technologies, по результатам которой появились летательные аппараты Airbus A-380, Boeing-787, F-35, БПЛА «Барракуда». Данные летательные аппараты можно определять как более электрические [5].

В связи с ростом требований к летательным аппаратам шестого поколения в части стоимости эксплуатации, технологичности, экологичности и энергоэффективности в программе более электрического самолёта существует ряд проблем: различные параметры электрических сетей летательного аппарата и силовой установки, обеспечение надёжной работы электрических систем в условиях повышенных температур, вибраций, электромагнитного излучения, дублирование систем летательного аппарата и силовой установки в случае отказа электрических систем и другие. Для решения данных

проблем необходимо пересмотреть энергетическую архитектуру летательного аппарата, обеспечить охлаждение нагревающихся компонентов электрической системы, обеспечить прочность силовых элементов конструкции, вести разработки в направлении повышения стойкости электроники к внешним возмущениям.

На западных летательных аппаратах концепции More Electric Aircraft используются генераторы, мощность которых превышает 160 кВт. Организация Hamilton Sundstrand спроектировала стартер-генератор, который в генераторном режиме вырабатывает мощность равную 200 кВт [6]. На Boeing-787 на коробках самолётных агрегатов установлены четыре генератора переменного тока по два на каждом двигателе, привод которых осуществляется от ротора авиационного двигателя. Также два генератора мощностью 180 кВт установлены на вспомогательной силовой установке. Суммарная мощность источников электрической энергии на этом самолёте составляет более 800 кВт [7]. Распределение роста электрической мощности по годам на западных летательных аппаратах представлено на рис. 2.

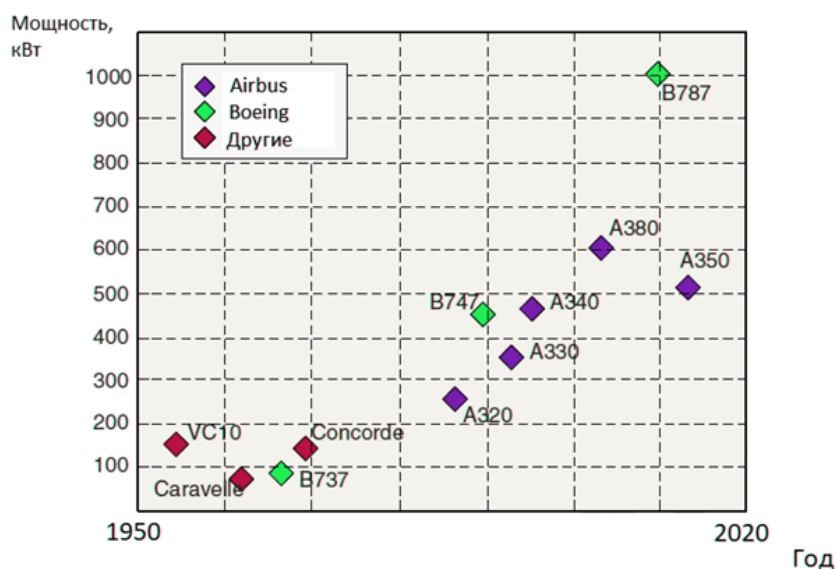


Рис. 2. Распределение электрической мощности западных летательных аппаратов по годам

На Airbus A-380 мощность одного генератора электроэнергии составляет 120 кВт, а суммарная мощность всех электрических генераторов достигает 670 кВт [4]. Для резервного регулирования различных секций руля высоты, направления и флаперонов используется электрический привод. Данное решение позволило упростить конструкцию гидросистемы, что обеспечило снижение массы летательного аппарата на 450 кг.

Аналогичное решение реализовано на военном самолёте F-35. В данном случае снижение массы относительно традиционного аналога составило порядка 300 кг [8].

Существует крупная разработка гибридного летательного аппарата, который синтезирован в кооперации Airbus и Rolls-Royce, носящий имя E-Thrust, главная особенность которого – высокая степень двухконтурности электрического авиационного двигателя. Степень двухконтурности в данном случае характеризуется отношением суммарного расхода воздуха через электроприводные вентиляторы к расходу воздуха газогенератора газотурбинного двигателя в хвосте летательного аппарата. Данное решение позволяет уменьшить расход топлива, шум и вредные выбросы. Концепция самолёта E-Thrust представлена на рис. 3.

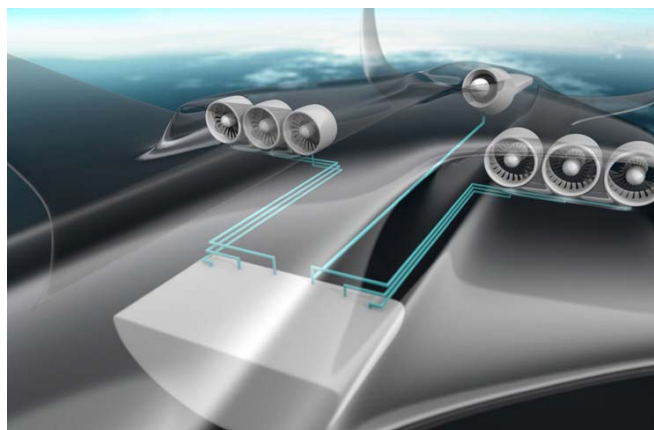


Рис. 3. Концепция гибридного летательного аппарата E-Thrust

Организация Airbus планирует разработку Airbus E-FAN 4,0 с четырьмя пассажирами. В данной разработке применена гибридная силовая установка [9].

В рамках программ More Electric Aircraft и Power Optimized Aircraft компанией Rolls-Royce разработан двигатель-демонстратор Trent 500. В данном двигателе полностью заменены традиционные системы. Для циркуляции топлива и смазки в системе используются электроприводные насосы, механизация поворотных аппаратов компрессора обеспечивается за счёт электропривода. Задняя опора турбины низкого давления содержит магнитный подшипник, для которого не требуется смазка [10].

Safran разрабатывает целую линейку электродвигателей для электрических и гибридных летательных аппаратов мощностью до 500 кВт по программе Safran EngineUS, где название двигателя соответствует постоянной вырабатываемой мощности. Опытный образец двигателя первого этапа EngineUS 45 развил максимальную мощность 70 кВт и постоянную мощность 45 кВт, демонстрируя удельную мощность 2,5 кВт/кг при 2500 об/мин и КПД более 94%. Safran сообщает о своих планах запустить сертификационную программу электрической силовой установки для лёгких самолётов EngineUS 100 в 2023 году, после чего фирма продолжит совершенствовать свои двигатели, повышая мощность силовых установок до 500-750 кВт¹. Процесс проведения испытаний электрического двигателя EngineUS в исследовательском центре Safran представлен на рис. 4.



Рис. 4. Процесс проведения испытаний электрического двигателя EngineUS в исследовательском центре Safran

¹ Warwick G. Safran Motors to power VolAero's hybrid-electric Cassio 330. Aviation Week Network. July, 20, 2022.

Мощность двигателя EngineUS 500, эквивалента турбовинтового двигателя серии Pratt & Whitney PT6A, достаточна для оснащения им региональных самолётов².

Фирма Diamond Aircraft подписала соглашение с Safran на оснащение полностью лёгкого электрического одномоторного самолёта eDA40 электрическим двигателем EngineUS. Аккумулятор аппарата будет способен заряжаться от источника постоянного тока менее, чем за 20 минут, и обеспечивать время полёта до 90 минут, снижая эксплуатационные расходы более, чем на 40% по сравнению с существующими двигателями³.

Safran прорабатывает возможности интегрирования электрического двигателя в турбокомпрессорную группу ТВДД, при котором часть мощности на привод вентилятора может взять на себя электродвигатель, разгрузив тем самым турбину, открывая возможность снизить расход воздуха на охлаждение лопаток за счёт уменьшения частоты вращения ротора газогенератора и температуры газа⁴.

В соответствии с техническими предложениями Safran, часть мощности, производимой на турбине, может быть использована для подзарядки аккумуляторов электрического двигателя. В сочетании с турбокомпрессорной группой электрические двигатели могут стать эффективным способом сокращения выбросов углекислого газа в силовых установках новых поколений⁵.

Опыт разработок по электрификации силовых установок в России

В России также ведутся работы по электрификации авиационных двигателей, летательных аппаратов и их систем, а также работы по созданию новых электрических летательных аппаратов и гибридных электрических силовых установок.

С целью повышения конкурентоспособности будущей российской авиационной техники, учитывая старт программ «Самолёт-2020» и второго поколения самолётов Sukhoi Superjet 100 и MC-21, разработана системная государственная программа по созданию полностью электрического самолёта [4].

Сарапульский электрогенераторный завод представил на форуме «Армия» двигатель-генератор для российского электрического самолёта АВФ-32НС. При разработке энергетической системы данного самолёта применена информационно-энергетическая методика. По результатам создания облика летательного аппарата с точки зрения аэродинамики и компоновки электрических систем определены характеристики массы и габаритов изделия. Расчёт аэродинамики основных параметров летательного аппарата осуществил возможность для определения требуемых характеристик электрических силовых установок. Оценка назначения требуемого электрооборудования и электроагрегатов полностью электрического самолёта дала возможность рассчитать требуемую мощность для обеспечения эксплуатации самолёта. В результате получена силовая часть структурной схемы электроэнергетического комплекса и определены режимы его работы благодаря распределению соотношения между источниками и потребителями электричества в полностью электрическом самолёте, учитывая время полёта, возможность обмена и запаса электроэнергии [4].

На магистральном самолёте MC-21 следующего поколения прогнозируется электрификация бортовых систем и установка мощных генераторов электрической энергии [11].

² Zart N. Airbus moves in with Daher & Safran to build hybrid aircraft by 2022. Clean Technica. June, 29, 2019.

³ Thurber M. SAFRAN to power Diamond's electric DA40 light aircraft. Aviation Week. April, 27, 2022

⁴ Alcock Ch. For aircraft engine giant Safran, opportunity knocks on the door leading to electric aviation. Aviation International News (AIN). April, 21, 2022

⁵ Flottau J. Safran sees no overall improvement in supply chain performance. Aviation Week Network. February, 17, 2023

Концерном «Радиоэлектронные технологии» завершен проект по разработке системы полностью электрического самолёта. Данные работы выполнены в рамках научно-исследовательских работ по улучшению электрификации самолётов. Разработанная система удовлетворяет все нужды по электрической энергии и является одной из основных для летательного аппарата будущего. Были определены наилучшие характеристики генераторов электрической энергии и разработаны технические задания по выбору типа и характеристик электрической бортовой сети полностью электрического самолёта [12].

ЦИАМ в кооперации с СибНИА и ЗАО «СуперОкс» на базе самолета Як-40 разрабатывает демонстратор технологий с гибридной силовой установкой. Для привода винта используется электрический двигатель, питание которого обеспечивает электрический генератор [13]. Процесс испытаний гибридной силовой установки самолёта Як-40 показан на рис. 5.



Рис. 5. Процесс испытаний гибридной силовой установки самолёта Як-40

В данный момент для летательных аппаратов гражданского и военного назначения отечественного производства широко используются генераторы серии ГТ, разработка которых началась ещё в прошлом веке. Данные генераторы применяются как главные, дублирующие и аварийные генераторы электрической энергии переменного тока [14].

В рамках работ по демонстрации технологий электрического ГТД по инициативе ЦИАМ на ОАО АКБ «Якорь» разработан демонстратор электрического стартер-генератора [15]. В качестве типа электрической машины выбран вентильный электродвигатель, который представляет собой бесконтактную электрическую машину с магнитоэлектрическим возбуждением. Магнитное поле генерируется постоянными высокоэнергетическими магнитами на основе самарий-кобальтового сплава, которые расположены на роторе. Статор стартер-генератора состоит из стакана, который выполнен из специальной электротехнической стали, обладающей повышенными магнитными свойствами. Стакан содержит прорези, в которые уложены электрические обмотки. Конструкция стартер-генератора обеспечивает оптимизацию массогабаритных характеристик при высоком КПД. Провода имеют полиамидную изоляцию и технологическую пропитку. Данное сочетание обеспечивает требуемую электрическую стойкость изоляции при высоких температурах. Между прорезями в стакане и электрическими обмотками имеются каналы, которые возможно использовать для охлаждения активной части стартер-генератора. Конструкция стартер-генератора подобного типа представлена на рис. 6.

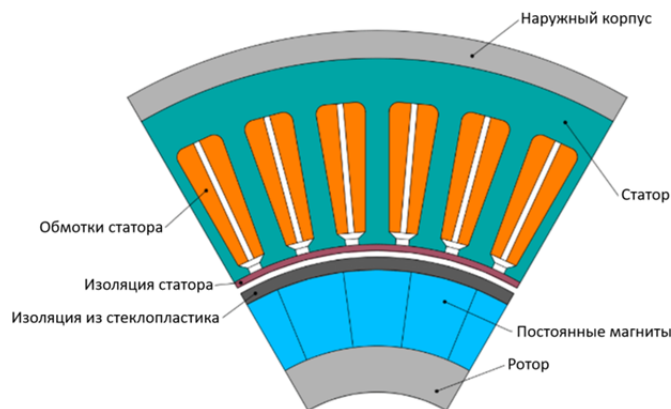


Рис. 6. Конструкция стартёр-генератора с постоянными магнитами

Демонстратор стартёр-генератора монтируется на коробку самолётных агрегатов двигателя вместо штатного генератора постоянного тока ГС-9БК РС. В стартёрном режиме генератор обеспечивает крутящий момент до 30 Н·м при оборотах ротора в 4500 об/мин, обеспечивая мощность 4,5кВт при напряжении в нагрузке 270 В.

На базе ТРДД АИ-25ТЛ в ЦИАМ в кооперации с разработчиками агрегатов разработан и испытан демонстратор электроприводной системы автоматического управления [16].

При выборе параметров электрической системы автоматического управления (САУ) важно учесть потребную мощность электроприводных насосов, которая может меняться в зависимости от режима работы двигателя, полётного цикла и возможностей стартёр-генератора работать с перегрузкой по крутящему моменту. Данный анализ позволит улучшить удельную мощность стартёр-генератора. Большое влияние на данный удельный параметр оказывает и тип охлаждения стартёр-генератора и его инвертора [16].

При разработке стартёр-генераторов и электроприводных агрегатов отечественные производители авиационной техники опираются на прогноз западных стран в области развития электрических удельных параметров, прогноз развития которых по годам представлен на рис. 7.

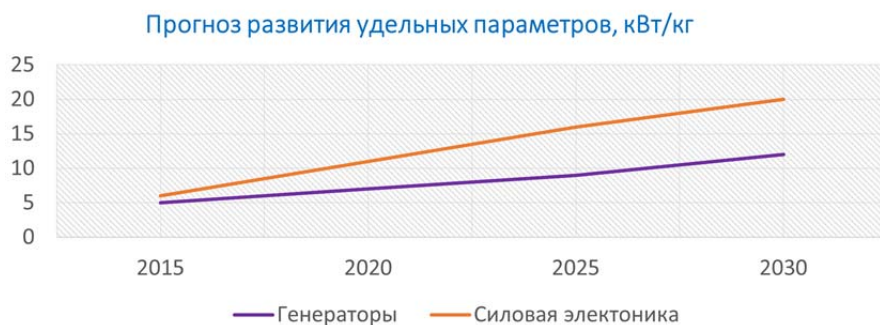


Рис. 7. Прогноз развития электрических удельных параметров по годам

В СНПО им. Н.Д. Кузнецова создан концепт «электрического» трёхвального двигателя, электрическая САУ которого регулирует подачу топлива в камеру сгорания, управляет перепуском воздуха из компрессоров среднего и высокого каскадов, управ-

ляет заслонками подачи воздуха для регулирования зазоров компрессоров, турбин и других систем. В основе электрической САУ лежит электрический стартер-генератор, который смонтирован на роторе каскада среднего давления. Масляная система содержит электроприводные насосы и центробежный воздухоотделитель. Для регулирования перепуска воздуха из компрессоров используются электропневмоклапаны. Электропривод со встроенным электродвигателем передает крутящий момент на ротор насоса-дозатора топливной системы с целью обеспечения подачи топлива в первый и второй каскад форсунок камеры сгорания. Шестерённые насосы заменены на электрические высокооборотные центробежные, что увеличивает ресурс и снижает массу двигателя. Заданный расход топлива обеспечивается за счёт цифровой электронной САУ двигателя.

На предприятии ОАО «Электропривод» осуществлены работы по проектированию и изготовлению опытных образцов электрического привода ЭПА-2 для механизации поворотного входного направляющего аппарата компрессора ГТД наземного применения НК-38СТ. Задачей работы являлся синтез автоматизированного электрического привода входного направляющего аппарата, регулируемого согласно командами САУ [17].

Пример реализации технологий электроприводных агрегатов в российской промышленности – электрический привод реверсивного устройства решетчатого типа ЭРУ-ПД14 разработки фирмы «Диаконт» для гражданского двигателя ПД-14. Электрический привод содержит три электромеханизма МПРУ-ПД14 и его блок управления – БУРУ-ПД14 [18].

Известны разработки Омского моторостроительного конструкторского бюро 1960-1980 годов по созданию ТРДД-50, предназначенного для крылатой ракеты авиационного базирования Х-55 (РКВ-500; обозначение НАТО – AS-15 «Kent») разработки МКБ «Радуга», и ВСУ-10, вспомогательной силовой установка на базе газотурбинного двигателя со свободной турбиной, вращающей приводной компрессор и генератор переменного тока через редуктор-мультипликатор. Отличительной особенностью ТРДД-50 было наличие встроенного электрогенератора мощностью 4 кВт. ВСУ-10 применяется на советских и российских самолётах различных модификаций Ил-86 и Ил-96 разработки КБ Ильюшина. Генератор переменного тока обеспечивает электропитание основных бортовых потребителей переменным током 208 вольт 400 Гц⁶.

Перспективные направления в разработке гибридных силовых установок

Ключевым элементом в составе электрического газотурбинного двигателя является электрический стартер-генератор, вырабатываемая энергия которого используется для питания различных электрических элементов силовой установки. Размещение подобного стартер-генератора на валах шестерён коробок агрегатов не обеспечивает в полной мере концепцию более электрического самолёта или полностью электрического самолёта, так как обычно размеры данного стартер-генератора малы из-за ограничений по габаритам планера или мотоотсека летательного аппарата, следовательно, данный стартер-генератор имеет малую вырабатываемую мощность.

Перспективным направлением в области электрификации силовой установки является размещение электрического стартер-генератора внутри газотурбинного двигателя на валу ротора. Диаметры внутренних полостей газотурбинного двигателя больше, чем имеющиеся габариты в области между наружными корпусами двигателей и внутренними корпусами мотоотсека, поэтому размещение стартер-генератора внутри двига-

⁶ Пресс-конференция НПО «Сатурн». ВПК-новости, 16.07.2013

теля позволяет обеспечить большую вырабатываемую мощность в сравнении с размещением стартер-генератора на коробках агрегатов. Будущие перспективные разработки и исследования будут связаны с улучшением удельных параметров стартер-генератора (кВт/кг) в перспективе до 12 кВт/кг, обеспечением лучших показателей охлаждения стартер-генератора, увеличением ресурса работы данного модуля, интеграцией в конструкцию перспективных и существующих турбореактивных двигателей. Известен патент WO2014/177836 A1, в котором описана концепция Dual-Drive Booster [18]. Пример данной конструкции представлен на рис. 8.

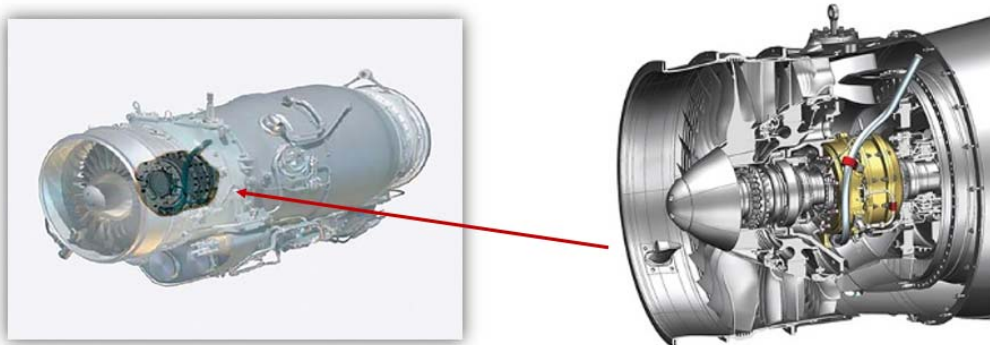


Рис. 8. Концепция Dual-Drive Booster

Стартер-генератор расположен между каскадами компрессоров на опорах ротора и интегрирован в планетарный редуктор. Данная конструкция позволяет отбирать мощность как от одного вала, так и от обоих валов. При этом возможно регулирование энергообмена между валами.

Расположенный в непосредственной близости от проточной части внутри турбореактивного двигателя стартер-генератор подвержен влиянию высоких температур. Агрегат испытывает нагрев от выработки электроэнергии и теплообмена со смежными деталями двигателя. Для улучшения удельных параметров стартер-генератора (кВт/кг), обеспечения меньших температур необходимо выбрать наилучший вариант охлаждения данного агрегата. Теплоёмкость традиционных жидких теплоносителей гораздо выше газообразных, следовательно, жидкостный вариант является предпочтительным. При этом расположение стартер-генератора в непосредственной близости от опор ротора прямо указывает на рекомендацию использования в качестве теплоносителя масло, необходимое для смазки опор и отвода тепла от них. Существуют варианты газовых и жидкостных теплоносителей с лучшей теплоёмкостью, но использование нескольких видов хладагента конструкции двигателя ведёт к усложнению конструкции и удорожанию разработки, увеличению массы, усложнению сборки и обслуживания.

Известна конструкция ВРД с использованием водорода, который можно использовать в качестве хладагента для охлаждения статора с обмотками стартер-генератора. Теплоёмкость водорода в несколько раз выше, чем теплоёмкость нефтяных масел, что может обеспечить лучшие удельные электрические параметры машины. Водород имеет способность проникать в различные щели конструкции, а также при взаимодействии с кислородом становится взрывоопасен. При использовании данного вида хладагента необходимо предусмотреть герметичность полости с водородом и обеспечить низкий перепад температур на входе и выходе [19].

Перспективным направлением в области электрификации силовой установки является отказ от традиционных подшипников качения в опорах ротора и их замена на керамические подшипники скольжения или магнитные опоры. Данные подшипники не требуют смазки, и, следовательно, в конструкции встроенного стартер-генератора возможно в перспективе использовать хладагенты с лучшими показателями. Будущие пер-

спективные разработки и исследования будут связаны с интеграцией стартер-генератора на магнитные или керамические опоры ротора компрессора.

Заключение

В статье приведён обзор различных проектов и разработок за рубежом и в России по созданию летательных аппаратов концепции более электрического самолёта, созданию новых и доводке существующих изделий в рамках синтеза электрической гибридной силовой установки, представлены решения по замене традиционных агрегатов электроприводными аналогами, а также представлены некоторые перспективные направления по электрификации газотурбинного двигателя в составе гибридной силовой установки летательного аппарата или полностью электрического самолёта. Новые направления исследования в части электрификации газотурбинного двигателя позволяют учесть некоторые особенности в разработке гибридных электрифицированных силовых установок и силовых установок для полностью электрических самолётов в будущих перспективных разработках.

Библиографический список

1. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей: аналитический обзор. М.: ЦИАМ, 2010. 673 с.
2. Павлов А.М., Спиндзак И.И., Егорова П.С. Особенности эксплуатации электрической силовой установки мотоплана Taurus Electro G2 // Системный анализ и логистика. 2018. № 3 (18). С. 3-13.
3. Палкин В.А. Обзор работ в США и Европе по авиационным двигателям для самолётов гражданской авиации 2020...2040-х годов // Авиационные двигатели. 2019. № 3 (4). С. 63-83. DOI: 10.54349/26586061_2019_3_63
4. Жмуров Б.В., Халютин С.П., Давидов А.О. Информационно-энергетическая методика проектирования энергокомплекса летательных аппаратов с электрической тягой // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2017. Т. 20, № 1. С. 167-176.
5. Faleiro L. Summary of the European power optimised aircraft (POA) project // 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2006.
6. Madonna V., Giangrande P., Galea M. Electrical power generation in aircraft: Review, challenges and opportunities // IEEE Transactions on Transportation Electrification. 2018. V. 4, Iss. 3. P. 646-659. DOI: 10.1109/tte.2018.2834142
7. Волокитина Е.В., Власов А.И., Данилов Н.А., Москвин Е.В., Никитин В.В. Исследования по определению оптимальных параметров и структуры системы электроснабжения полностью электрифицированного самолёта // Электроника и электрооборудование транспорта. 2010. № 4. С. 2-7.
8. Noland J.K., Leandro M., Suul J.A., Molinas M., Nilsen R. Electrical machines and power electronics for starter-generators in more electric aircrafts: A technology review // Proceedings of the 45th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society – IECON 2019 (October, 14-17, 2019, Lisbon, Portugal). 2019. DOI: 10.1109/IECON.2019.8926789
9. Juve L., Fosse J., Joubert E., Fouquet N. Airbus Group electrical aircraft program. The E-Fan project // 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (July, 25-27, 2016, Salt Lake City, UT). 2016. DOI: 10.2514/6.2016-4613

10. Kirk G.E. The design of the Rolls-Royce Trent 500 aeroengine // Proceedings of the 14th International Conference on Engineering Design, ICED 03 (August, 19-21, 2003, Stockholm). 2003. P. 503-504.
11. Воронович С., Каргопольцев В., Кутахов В. Полностью электрический самолёт // Авиапонорама. 2009. No. 2 (74). С. 14-17.
12. КРЭТ разрабатывает «источник жизни» для полностью электрического самолёта. <https://rostec.ru/content/files/press-rel/press-release-KRET-istochnik.pdf>
13. Ткачева М.Л. ЦИАМ на МАКС-2021: Мировая премьера электродвигателя на сверхпроводниках и векторы развития двигателестроения // Авиационные двигатели. 2021. № 3 (12). С. 73-77.
14. Балагуров В.А. Проектирование специальных электрических машин переменного тока: учебное пособие для вузов. М.: Высшая школа, 1982. 272 с.
15. Асланов В.В., Кутько В.И. Использование энергии воздушной струи от вентилятора турбовентиляторного двигателя для приведения во вращение генератора постоянного тока // Сборник научных статей по материалам VII Международной научно-практической конференции «Инновационные научные исследования в современном мире: теория, методология, практика» (31 января 2022 г., Уфа). Уфа: НИЦ Вестник науки, 2022. С. 11-21.
16. Гуревич О.С., Гулиенко А.И. Газотурбинный двигатель для «электрического» магистрального самолёта – «электрический» ГТД // Авиационные двигатели. 2019. № 1 (2). С. 7-14. DOI: 10.54349/26586061_2019_1_7
17. Легконогих Д.С., Голев И.М., Преображенский А.П., Зеленин А.Н. Особенности применения электроприводных агрегатов в авиационных силовых установках // Труды МАИ. 2018. № 101. <https://trudymai.ru/published.php?ID=96939>
18. Speak T.H., Sellick R.J. Compressor system. Patent WO/2014/177836, 06.11.2014.
19. Болотин Н.Б. Водородный воздушно-реактивный двигатель: патент РФ № 2553052; опублик. 10.06.2015; бюл. № 16.

AIRCRAFT ELECTRIC POWER PLANTS

© 2024

- A. D. Kondryakov** Postgraduate Student of Department “Design and Construction of Engines”;
Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation;
Head of the Stator Group, Compressor Design Department;
Lyulka Design Bureau, Moscow, Russian Federation;
tetra1337@mail.ru
- M. K. Leontiev** Doctor of Science (Engineering), Professor of Department “Design and
Construction of Engines”;
Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation;
General Director of Alfa-Transit LLC, Moscow, Russian Federation;
lemk@alfatran.com

The paper presents a review of electrification of the existing propulsion systems and creating new hybrid propulsion systems based on the concept of more electric aircraft and all-electric aircraft in Russia and abroad. New promising directions of electrification of the existing aircraft propulsion systems and creating new hybrid aircraft propulsion systems are specified on the basis of the review.

Turbojet engine; electrification; hybrid power plant; electric aircraft; starter-generator; electric drive units

Citation: Kondryakov A.D., Leontiev M.K. Aircraft electric power plants. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 49-61. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-49-61

References

1. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *Raboty vedushchikh aviadvigatelistroitel'nykh kompaniy v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigateley: analiticheskiy obzor* [The work of leading aircraft engine companies to ensure the creation of advanced aircraft engines: Analytical review]. Moscow: TsIAM Publ., 2010. 673 p
2. Pavlov A.M., Spindzak I.I., Egorova P.S. Operation of electric engine of motor glider Taurus Electro G2. *System Analysis and Logistics*. 2018. No. 3 (18). P. 3-13. (In Russ.)
3. Palkin V.A. Review of works in the USA and Europe on aero engines for civil aircraft of 2020...2040's. *Aviation Engines*. 2019. No. 3 (4). P. 63-83. (In Russ.). DOI: 10.54349/26586061_2019_3_63
4. Zhmurov B.V., Khalyutin S.P., Davidov A.O. Information-energy methodology of the aircraft with electric propulsion energy complex design. *Civil Aviation High Technologies*. 2017. V. 20, no. 1. P. 167-176. (In Russ.)
5. Faleiro L. Summary of the European power optimised aircraft (POA) project. 25th *International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2006*.
6. Madonna V., Giangrande P., Galea M. Electrical power generation in aircraft: Review, challenges and opportunities. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*. 2018. V. 4, Iss. 3. P. 646-659. DOI: 10.1109/tte.2018.2834142
7. Volotkina E.V., Vlasov A.I., Danilov N.A., Moskvina E.V., Nikitin V.V. Determination of optimal features and structure of all electric aircraft power system. *Electronics and Electrical Equipment of Transport*. 2010. No. 4. P. 2-7. (In Russ.)
8. Noland J.K., Leandro M., Suul J.A., Molinas M., Nilsen R. Electrical machines and power electronics for starter-generators in more electric aircrafts: A technology review. *Proceedings of the 45th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society – IECON 2019 (October, 14-17, 2019, Lisbon, Portugal)*. 2019. DOI: 10.1109/IECON.2019.8926789
9. Juve L., Fosse J., Joubert E., Fouquet N. Airbus Group electrical aircraft program. The E-Fan project. *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (July, 25-27, 2016, Salt Lake City, UT)*. 2016. DOI: 10.2514/6.2016-4613
10. Kirk G.E. The design of the Rolls-Royce Trent 500 aeroengine. *Proceedings of the 14th International Conference on Engineering Design, ICED 03 (August, 19-21, 2003, Stockholm)*. 2003. P. 503-504.
11. Voronovich S., Kargopol'tsev V., Kutakhov V. All-electric aircraft. *Aviaponorama*. 2009. No. 2. P. 14-17. (In Russ.)
12. KRET razrabatyvaet «istochnik zhizni» dlya polnost'yu elektricheskogo samoleta [KRET is developing a “source of life” for an all-electric aircraft]. Available at: <https://rostec.ru/content/files/press-rel/press-release-KRET-istochnik.pdf>
13. Tkacheva M.L. CIAM at MAKS-2021: The world premiere of superconductivity electric aircraft and vectors of engine development. *Aviation Engines*. 2021. No. 3 (12). P. 73-77. (In Russ.)
14. Balagurov V.A. *Proektirovanie spetsial'nykh elektricheskikh mashin peremennogo toka: uchebnoe posobie dlya vuzov* [Designing of special alternating-current electric machines: Textbook for universities]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1982. 272p.
15. Aslanov V.V., Kut'ko V.I. Ispol'zovanie energii vozduшной strui ot ventilyatora turboventilyatornogo dvigatelya dlya privedeniya vo vrashchenie generatora postoyannogo toka. *Sbornik nauchnykh statey po materialam VII Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii «Innovatsionnye Nauchnye Issledovaniya v sovremennom Mire: Teoriya, Metodologiya, Praktika» (January, 31, 2022, Ufa)*. Ufa: NITs Vestnik Nauki Publ., 2022. P. 11-21. (In Russ.)

16. Gurevich O.S., Gulienko A.I. The gas turbine engine for a «electric» long-range aircraft – the «electric» GTE. *Aviation Engines*. 2019. No. 1 (2). P. 7-14. (In Russ.). DOI: 10.54349/26586061_2019_1_7

17. Legkonogikh D.S., Golev I.M., Preobrazhensky A.P., Zelenin A.N. Application specifics of electrically driven units in an aircraft power plants. *Trudy MAI*. 2018. No. 101. (In Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=96939>

18. Speak T.H., Sellick R.J. Compressor system. Patent WO/2014/177836, 06.11.2014.

19. Bolotin N.B. *Vodorodnyy vozduшно-reaktivnyy dvigatel'* [Hydrogen air-jet engine]. Patent RF, no. 2553052, 2015. (Publ. 10.06.2015, bull. no. 16)

МЕТОД РАСЧЁТА В ПЕРВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ ВЗЛЁТНОЙ МАССЫ ЛЁГКОГО САМОЛЁТА С ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

© 2024

А. В. Сычёв ведущий инженер, Передовая инженерная школа МАИ; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); saavia@mail.ru

И. В. Арбузов кандидат технических наук, старший научный сотрудник, доцент; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); i_arbusov@mail.ru

Ю. А. Равикович доктор технических наук, профессор, проректор по научной работе; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); yurav@mai.ru

Рассматривается метод расчёта в первом приближении взлётной массы лёгкого самолёта с гибридной силовой установкой на базе поршневого и электрического двигателей. Дан краткий обзор организаций, занимающихся тематикой гибридных силовых установок. Показано влияние степени гибридизации силовой установки на взлётную массу самолёта. Под степенью гибридизации силовой установки понимается относительная величина, характеризующая распределение суммарной мощности всех двигателей, установленных на летательном аппарате, между поршневыми и электрическими двигателями. Представлены основные параметры, необходимые для определения взлётной массы самолёта в первом приближении. Взлётная масса самолёта в первом приближении определяется из уравнения её существования. Приводятся статистические данные самолётов с разными типами силовых установок, на основе которых проводятся расчёты. В первом приближении относительная масса гибридной силовой установки определяется путём анализа статистических данных лёгких самолётов с поршневыми и электрическими двигателями, по которым построены соответствующие графики. Сделаны выводы о наличии оптимального диапазона характеристик лёгкого самолёта с гибридной силовой установкой.

Гибридная силовая установка; лёгкий самолёт; поршневой двигатель; электрический двигатель

Цитирование: Сычёв А.В., Арбузов И.В., Равикович Ю.А. Метод расчёта в первом приближении взлётной массы лёгкого самолёта с гибридной силовой установкой // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 62-73. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-62-73

Введение

В настоящее время во многих странах ведутся работы по разработке гибридной силовой установки (ГСУ) для летательных аппаратов. Такие силовые установки представляют собой комбинацию поршневых и электрических двигателей (ПД и ЭД). Это связано с их экономической и экологической эффективностью [1 – 5].

В России разработками ГСУ занимаются ОДК, ОАК, ЦИАМ, ЦАГИ, МАИ и ряд других государственных и частных организаций [1 – 6]. За рубежом подобную работу ведут NASA, Rolls-Royce, Airbus, Штудгартский университет и другие [1 – 6]. Этими организациями были созданы, как экспериментальные стендовые образцы, так и лётные экземпляры гибридных силовых установок на базе поршневых и газотурбинных двигателей в составе с электрическими машинами. Работы по ГСУ на базе ПД ранее освещались в статьях [4; 5; 7].

Важно отметить, что разработка и создание ГСУ отдельно от самолёта является неверным решением, так как проектные параметры ГСУ напрямую зависят от

проектных параметров самого летательного аппарата. Такой подход – приспособление ранее созданного ГСУ ко вновь проектируемому летательному аппарату (ЛА) в лучшем случае не даст эффективных результатов, а в худшем, в соответствии с уравнением существования, – вообще не позволит формировать ЛА с заданными требованиями. Поэтому формирование облика ГСУ должна быть составной частью формирования облика ЛА в целом.

При проектировании подобных аппаратов из-за отсутствия статистических данных по относительным массам частей аппаратов возникает проблема в определении их взлётной массы. В данной работе предложен метод расчёта относительных масс частей самолёта, учитывающий степень гибридизации его силовой установки. Следует отметить, что от величины этого параметра существенно зависит взлётная масса самолёта, так как при этом влияние на массу оказывает не только собственная масса силовой установки, но и запас энергии для их питания (массы топлива и аккумуляторных батарей), который в последующем определяет облик ГСУ и ЛА в целом.

В данной работе под степенью гибридизации силовой установки понимается относительная величина, характеризующая распределение суммарной мощности всех двигателей, установленных на ЛА, между поршневыми и электрическими двигателями (ниже – коэффициенты гибридизации $k_{\text{пд}}$ и $k_{\text{эд}}$).

Исходные данные для расчёта взлётной массы лёгкого самолёта с ГСУ формируются на основе требований нормативных документов: технического задания (ТЗ), АП-23, АП-33 [8] и т.д.

В табл. 1 представлены основные параметры, необходимые для определения взлётной массы самолёта в первом приближении.

Таблица 1. Перечень исходных данных для определения взлётной массы

№	Наименование параметра	Единица измерения	Обозначение	Значение	Примечание
1	Расчётная дальность полёта самолёта, км	км	L_p		<i>Из ТЗ</i>
2	Масса целевой нагрузки	кг	$m_{\text{цн}}$		<i>Из ТЗ</i>
3	Масса снаряжения	кг	$m_{\text{сн}}$		<i>Из ТЗ</i>
4	Доля мощности ГСУ, приходящаяся на ЭД		$k_{\text{эд}}$	0...1	<i>Оптимизируемый параметр</i>
5	Аэродинамическое качество		K		<i>Из ТЗ</i>

Последовательность определения параметров самолёта в процессе проектирования диктуется их взаимозависимостью. Взлётная масса самолёта в первом приближении определяется из уравнения её существования по следующей формуле [9]:

$$m_{01} = \frac{m_{\text{цн}} + m_{\text{сн}}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{\text{оу}} + \bar{m}_{\text{гсу}} + \bar{m}_t + \bar{m}_{\text{аб}})}, \quad (1)$$

где $m_{\text{цн}}$ – масса целевой нагрузки (задаётся в ТЗ), кг; $m_{\text{сн}}$ – масса снаряжения (задаётся в ТЗ), кг; \bar{m}_k – относительная масса конструкции; $\bar{m}_{\text{оу}}$ – относительная масса оборудования и управления; $\bar{m}_{\text{гсу}}$ – относительная масса ГСУ; \bar{m}_t – относительная масса топлива; $\bar{m}_{\text{аб}}$ – относительная масса аккумуляторной батареи (АБ).

Здесь относительные массы частей самолёта представляют долю их массы от общей взлётной массы летательного аппарата:

$$\bar{m}_k = \frac{m_k}{m_0}; \quad \bar{m}_{oy} = \frac{m_{oy}}{m_0}; \quad \bar{m}_{гсу} = \frac{m_{гсу}}{m_0}; \quad \bar{m}_T = \frac{m_T}{m_0}; \quad \bar{m}_{аб} = \frac{m_{аб}}{m_0}, \quad (2)$$

где m_k – масса конструкции; m_{oy} – масса оборудования и управления; $m_{гсу}$ – масса ГСУ; m_T – масса топлива; $m_{аб}$ – масса аккумуляторной батареи.

Масса ГСУ выражается как баланс масс её составных частей:

$$m_{гсу} = n_{пд} (m_{1пд} + \Delta m_{1пд}) + n_{эд} (m_{1эд} + \Delta m_{1эд}) + n_{вв} m_{1вв} = m_{пд} + \Delta m_{пд} + m_{эд} + \Delta m_{эд} + m_{вв}, \quad (3)$$

где $n_{пд}, n_{эд}$ – количество поршневых и электрических двигателей, соответственно; $m_{1пд}, m_{1эд}$ – соответственно, массы одного ПД и одного ЭД; $\Delta m_{1пд}, \Delta m_{1эд}$ – соответственно, массы агрегатов одного ПД и одного ЭД (редукторы, контроллеры и пр.); $n_{вв}$ – количество воздушных винтов, установленных на самолёте; $m_{1вв}$ – масса одного воздушного винта; $m_{пд}, m_{эд}$ – массы всех ПД и всех ЭД, соответственно; $\Delta m_{пд}, \Delta m_{эд}$ – массы агрегатов всех ПД и всех ЭД, соответственно; $m_{вв}$ – масса всех воздушных винтов и их втулок, установленных на самолёте.

Относительную массу силовой установки с учётом уравнений (2) и (3) можно представить в следующем виде:

$$\bar{m}_{гсу} = \frac{m_{гсу}}{m_0} = \frac{m_{пд} + m_{пд} + m_{эд} + m_{эд} + m_{вв}}{m_0} = \bar{m}_{псу} + \bar{m}_{эсу} + \bar{m}_{вв}, \quad (4)$$

где $\bar{m}_{псу}$ – относительная масса части силовой установки с поршневым двигателем; $\bar{m}_{эсу}$ – относительная масса части силовой установки с электрическим двигателем; $\bar{m}_{вв}$ – относительная масса воздушных винтов и их втулок.

Относительные массы ГСУ, топлива и АБ зависят от степени гибридации силовой установки, которую можно выразить через коэффициент распределения мощности ГСУ между электрическими и поршневыми двигателями.

Уравнение баланса мощностей ГСУ в абсолютном виде представляется как суммарная мощность ЭД и ПД:

$$N_{гсу} = N_{эд} + N_{пд}, \quad (5)$$

где $N_{эд}$ – мощность электродвигателя, Вт; $N_{пд}$ – мощность поршневого двигателя, Вт.

Разделив левые и правые части данного уравнения на $N_{гсу}$, получаем уравнение баланса мощностей в относительном виде:

$$1 = k_{эд} + k_{пд}, \quad (6)$$

где $k_{эд}$ – доля мощности ГСУ, приходящаяся на электродвигатель; $k_{пд}$ – доля мощности ГСУ, приходящаяся на поршневой двигатель.

Тогда коэффициент гибридации электрических двигателей через мощности разнотипных двигателей определяется следующим выражением:

$$k_{\text{эд}} = \frac{N_{\text{эд}}}{N_{\text{гсу}}} = \frac{N_{\text{гсу}} - N_{\text{пд}}}{N_{\text{гсу}}} = 1 - \frac{N_{\text{пд}}}{N_{\text{гсу}}} = 1 - k_{\text{пд}}. \quad (7)$$

Уравнение (7) определяет тип силовой установки проектируемого самолёта:

$$k_{\text{эд}} = \begin{cases} 0 & \text{при } N_{\text{эд}} = 0 & \rightarrow \text{самолёт с ПД;} \\ 0 \dots 1 & \text{при } 0 < N_{\text{эд}} < N_{\text{гсу}} & \rightarrow \text{самолёт с ГСУ;} \\ 1 & \text{при } N_{\text{эд}} = N_{\text{гсу}} & \rightarrow \text{самолёт с ЭД.} \end{cases} \quad (8)$$

В первом приближении относительную массу ГСУ можно определить путём анализа статистических данных лёгких самолётов с поршневыми и электрическими двигателями [10 – 19]. В табл. 2 представлены статистические данные существующих лёгких самолётов. Мощность электрических и поршневых силовых установок в таблице обозначена $N_{\text{сy}}$.

Таблица 2. Статистические данные по лёгким самолётам с поршневыми и электрическими двигателями

Наименование самолёта	$N_{\text{сy}}$, Вт	m_0 , кг	$m_{\text{цн+сн}}$, кг	\bar{m}_k	$\bar{m}_{\text{сy}}$	\bar{m}_r	$\bar{m}_{\text{аб}}$	$\bar{m}_{\text{оy}}$	L_p , км
Самолёты с поршневыми двигателями									
Аэропракт-20-1	36775	428	160	0,43	0,10	0,06	–	0,05	400
Аэропракт-20-2	58840	516	160	0,39	0,11	0,13	–	0,06	1200
СП-30	73550	533	160	0,57	0,11	0,08	–	0,01	330
X-32 «Бекас»	73550	551	160	0,41	0,11	0,12	–	0,06	938
Pipistrel Virus	73550	543	160	0,42	0,11	0,13	–	0,04	1450
Zodiak CH-601 XL	58840	616	160	0,49	0,10	0,11	–	0,04	925
Zenit STOL CH-701	73550	517	160	0,39	0,11	0,11	–	0,08	599
Птенец-2	73550	491	160	0,43	0,12	0,12	–	0,01	660
Самолёты с электрическими двигателями									
YI E430	40 000	470	160	0,45	0,04	–	0,21	0,01	227
Electra One	18000	300	80	0,26	0,02	–	0,43	0,02	400
Cri-Cri Electro	22000	170	75	0,38	0,03	–	0,14	0,01	55
Pipistrel Velis Electro	57600	600	160	0,50	0,03	–	0,17	0,03	170
AerbusE-FAN	58840	550	80	0,50	0,04	–	0,30	0,01	160

Из анализа статистических данных лёгких самолётов видно, что средние значения относительной массы силовых установок составляют (рис. 1):

$\bar{m}_{\text{гсу}} = 0,11$ – для самолётов с поршневым двигателем ($k_{\text{эд}} = 0$);

$\bar{m}_{\text{эд}} = 0,03$ – для самолётов с электрическим двигателем ($k_{\text{эд}} = 1$).

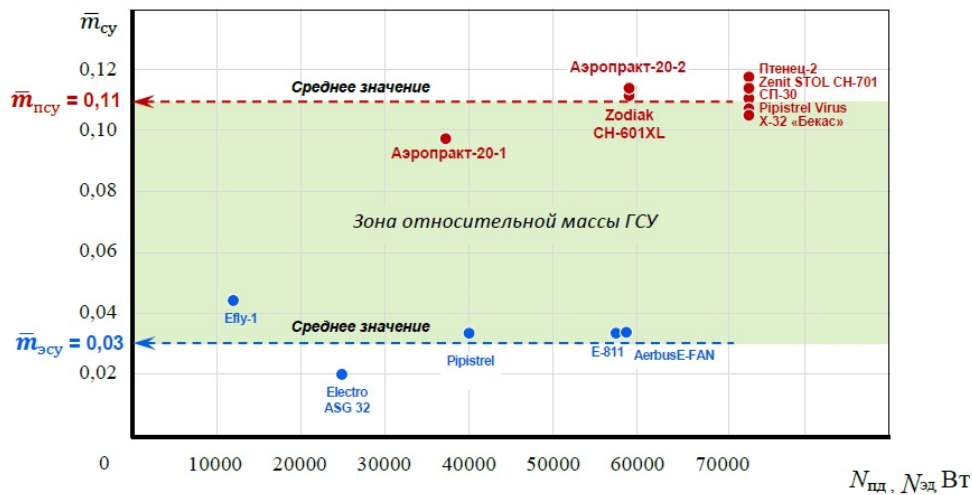


Рис. 1. Статистические данные зависимости относительной массы силовой установки самолёта от мощности поршневых двигателей

Если принять, что зависимость относительной массы ГСУ ($\bar{m}_{гсу}$) от степени её гибридности ($k_{эд}$) линейна, то с учётом средних значений статистических данных получим следующее уравнение прямой:

$$\bar{m}_{гсу} = k_m (0,11 - 0,08 k_{эд}), \quad (9)$$

где k_m – коэффициент учёта утяжеления массы ГСУ за счёт усложнения её конструкции.

Для расчёта взлётной массы в первом приближении можно принять:

$$k_m = \begin{cases} 1 & \text{при } k_{эд} = 0 & \text{самолёт с ПД;} \\ 1,05 \dots 1,10 & \text{при } 0 < k_{эд} < 1 & \text{самолёт с ГСУ;} \\ 1 & \text{при } k_{эд} = 1 & \text{самолёт с ЭД.} \end{cases} \quad (10)$$

Если принять среднее значение коэффициента $k_m = 1,075$, а уравнение функциональной зависимости в виде параболы, то уравнение (8) можно записать в следующем виде:

$$k_m = -0,3k_{эд}^2 + 0,3k_{эд} + 1. \quad (11)$$

После преобразования уравнение (9) с учётом уравнения (11) примет окончательный вид:

$$m_{гсу} = 0,024k_{эд}^3 - 0,057k_{эд}^2 - 0,047k_{эд} + 0,11. \quad (12)$$

Уравнение (11) позволяет определить в первом приближении относительную массу гибридной силовой установки в зависимости от коэффициента $k_{эд}$.

Для определения относительных масс топлива \bar{m}_T и аккумуляторных батарей $\bar{m}_{аб}$ необходимо установить режимы работы ГСУ, то есть продолжительности работы ЭД и ПД в составе ГСУ. Для вычисления этих параметров предлагается использовать тот же подход, что и для определения относительной массы ГСУ, учитывающий влияние коэффициента $k_{эд}$.

Рассмотрим статистику зависимости относительных масс топлива и АБ от дальности полёта самолётов (рис. 2).

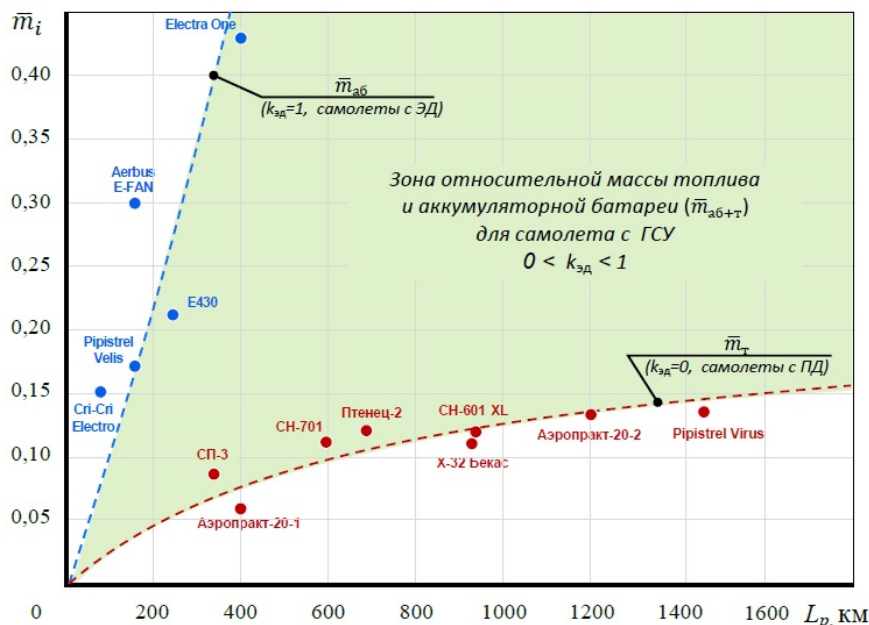


Рис. 2. Статистические данные зависимости относительных масс топлива и аккумуляторных батарей самолёта от дальности полёта самолёта

Из анализа статистических данных лёгких самолётов видно, что значения относительной массы топлива (для самолётов с ПД) и аккумуляторных батарей (для самолётов с ЭД) от дальности полёта зависят по-разному, а именно:

$$\bar{m}_{аб} = 0,0011L_p \text{ — средняя линия для самолётов с ЭД;} \quad (13)$$

$$\bar{m}_T = 0,0058L_p^{0,44} \text{ — средняя линия для самолётов с ПД.} \quad (14)$$

Средняя линия относительной массы АБ с увеличением дальности полёта резко увеличивается. Это свидетельствует об ограниченных возможностях в технологии изготовления современных АБ, связанных с их низкой энергоёмкостью, что не позволяет в настоящее время реализовать существование электросамолётов с большими дальностями и продолжительностями полёта.

Очевидно, суммарная относительная масса топлива и аккумуляторных батарей ($\bar{m}_{T+аб} = \bar{m}_T + \bar{m}_{аб}$) для самолёта с ГСУ будет располагаться между этими линиями тренда, а местоположение линии тренда будет определяться степенью гибридизации $k_{эд}$. Если принять, что положение точек данной зависимости для ГСУ распределяется пропорционально степени её гибридизации $k_{эд}$, то с учётом уравнения (6) получим:

$$\bar{m}_{\text{т+аб}} = k_{\text{пд}} \bar{m}_{\text{т}} + k_{\text{эд}} \bar{m}_{\text{аб}} = (1 - k_{\text{эд}}) \bar{m}_{\text{т}} + k_{\text{эд}} \bar{m}_{\text{аб}}. \quad (15)$$

Тогда из уравнения (15) с учётом уравнений (13) и (14) можно получить следующее уравнение:

$$\bar{m}_{\text{т+аб}} = (1 - k_{\text{эд}}) 0,0058 L_p^{0,44} + k_{\text{эд}} 0,0011 L_p. \quad (16)$$

Уравнение (16) позволяет определить в первом приближении суммарную относительную массу топлива и аккумуляторных батарей (соответственно, запаса химической и электрической энергии) на борту самолёта в зависимости от коэффициента $k_{\text{эд}}$ и дальности полёта L_p .

Следует отметить, что уравнение (15) получено из статистических зависимостей и может использоваться применительно к проектированию самолётов с ГСУ для достигнутого к настоящему времени уровня технологии изготовления АБ и ПД.

Относительную массу конструкции самолёта с ГСУ можно определить путём анализа и осреднения статистических данных лёгких самолётов с поршневыми и электрическими двигателями (табл. 2). Из статистических данных лёгких самолётов видно, что средние значения относительной массы конструкции составляют (рис. 3):

$\bar{m}_{\text{к эд}} = 0,44$ – для самолётов с электрическим двигателем ($k_{\text{эд}} = 1$);

$\bar{m}_{\text{к пд}} = 0,42$ – для самолётов с поршневым двигателем ($k_{\text{эд}} = 0$).

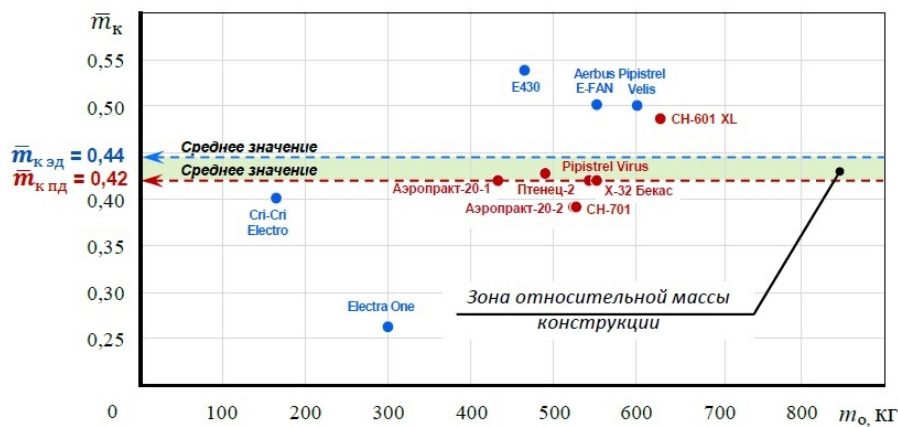


Рис. 3. Статистические данные зависимости относительной массы конструкции самолётов от взлётной массы самолёта

Если принять, что зависимость относительной массы конструкции $\bar{m}_{\text{к}}$ от степени её гибридации $k_{\text{эд}}$ линейна, то с учётом средних значений статистических данных получим следующее уравнение прямой:

$$\bar{m}_{\text{к}} = 0,42 + 0,02 k_{\text{эд}}. \quad (17)$$

Аналогичным образом можно определить относительную массу систем и оборудования самолёта с ГСУ – путём анализа и осреднения статистических данных лёгких самолётов с поршневыми и электрическими двигателями (рис. 4).

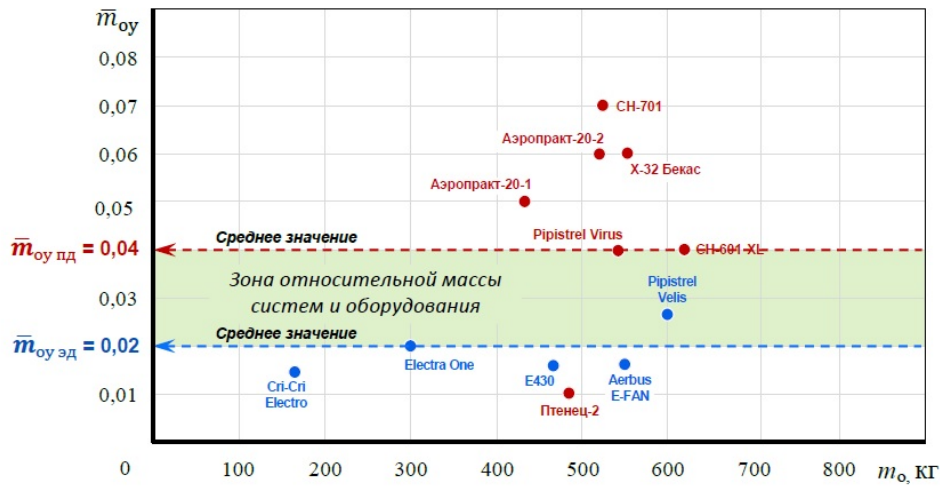


Рис. 4. Статистические данные зависимости относительной массы систем и оборудования самолёта от взлётной массы самолёта

Если принять, что зависимость относительной массы оборудования и управления \bar{m}_{oy} от степени её гибридации $k_{эд}$ линейная, то с учётом средних значений статистических данных получим следующее уравнение прямой:

$$\bar{m}_{oy} = 0,04 - 0,02 k_{эд} \quad (18)$$

Предложенная методика позволяет в первом приближении оценить взлётную массу лёгкого самолёта с учётом степени гибридации силовой установки.

В табл. 3, и на рис. 5, 6 представлены результаты исследования влияния степени гибридации силовой установки $k_{эд}$ и расчётной дальности полёта самолёта L_p на его взлётную массу в первом приближении.

Таблица 3. Результаты расчёта взлётной массы самолёта (m_{01} , кг)

Дальность полёта (L_p , км)	Степень гибридации силовой установки ($k_{эд}$)										
	ПД	ГСУ									ЭД
		0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	
5	376	372	369	365	357	352	346	340	335	329	325
10	379	376	372	370	361	355	349	343	338	333	328
100	406	410	412	412	413	413	413	412	412	411	411
200	423	438	453	460	480	494	508	523	539	556	573
300	436	465	497	513	567	608	656	708	773	851	947
400	448	494	548	578	690	784	914	1096	1368	1818	2712
500	458	523	606	656	874	1111	1524	2424	5926	–	–
600	469	556	678	762	1185	1860	4444	-	-	-	-
700	479	590	769	899	1839	6667	-	-	-	-	-
800	488	630	884	1096	4103	-	-	-	-	-	-
900	497	672	1039	1404	-	-	-	-	-	-	-
1000	505	721	1250	1951	-	-	-	-	-	-	-

Примечание:

	– облик самолёта формируется (ЛА существует)
	– облик самолёта не формируется (ЛА не существует)

Из результатов расчёта можно сделать следующие выводы:

1. С увеличением дальности полёта L_p и коэффициента $k_{эд}$ резко увеличивается взлётная масса самолёта, что объясняется существенным увеличением массы аккумуляторных батарей при увеличении доли электроэнергии по сравнению с химической энергией топлива.

2. Достигнутый уровень энергоэффективности современных АБ при расчётной дальности полёта самолёта более 450 км не позволяет реализовать двухместный ($m_{цн+си}=160$ кг) полностью электрический самолёт.

3. С точки зрения массы для двухместного варианта и дальности полёта до 100 км выгодно проектировать самолёт с электрической или гибридной силовой установкой. При этом в зависимости от дальности полёта ($L_p = 5 \dots 100$ км) выигрыш в массе может составить до 45 кг. Во всех других случаях ($L_p > 100$ км) целесообразно строить самолёт с поршневым двигателем.

4. При разработке следует учитывать экономическую эффективность, так как стоимость эксплуатации электрического самолёта значительно ниже стоимости эксплуатации самолёта с поршневым двигателем. Очевидно, по стоимости эксплуатации самым дорогим будет самолёт с гибридной силовой установкой, требующий экономических затрат для эксплуатации двух разнотипных двигателей.

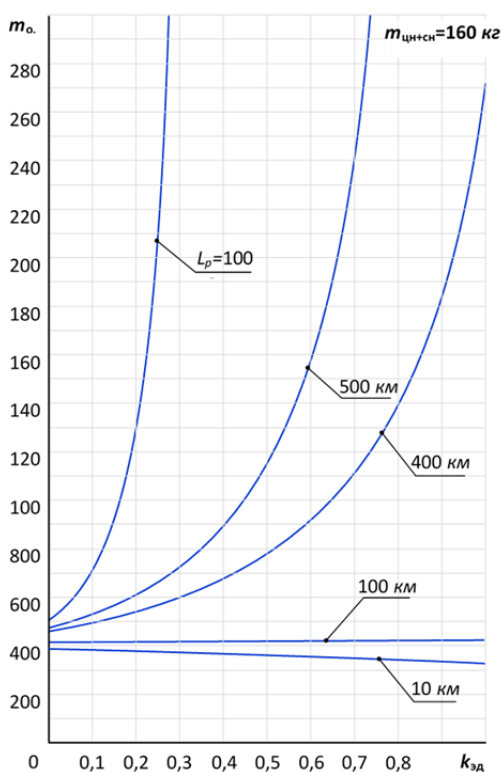


Рис. 5. Зависимость взлётной массы первого приближения самолёта с ГСУ от степени гибридации силовой установки и дальности полёта

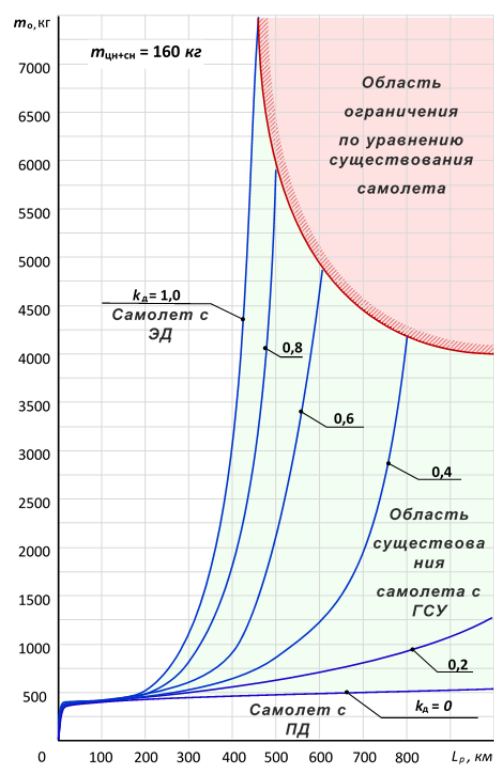


Рис. 6. Зависимость взлётной массы первого приближения самолёта с ГСУ от степени гибридации силовой установки и дальности полёта с указанием области ограничения по уравнению существования самолёта

Таким образом, разработанная методика позволяет в первом приближении оценить взлётную массу самолёта с гибридной силовой установкой. В дальнейшем при проектировании самолёта эти данные возможно использовать для расчёта его взлётной массы во втором приближении. В расчётах второго приближения нужно учитывать значение аэродинамического качества, которое по статистике для рассматриваемых в данной статье самолётов имеет значение от 12 до 17 единиц.

Библиографический список

1. Болховитинов В.Ф. Пути развития летательных аппаратов. М.: Оборонгиз, 1962. 131 с.
2. Isyanov A., Mirzoyan A., Ryabov P., Ezrokhi Yu., Kalensky S. Studies of distributed and hybrid propulsion systems for advanced air vehicles using mission and environmental criteria // 14th ONERA–TsAGI Seminar (October, 29-30, 2015, Onera Châtillon (Salle Contensou), France). France: ONERA, 2015. P. 10-12.
3. Рябов П.А., Каленский С.М. Концепции перспективных гибридных маршевых двигателей летательных аппаратов на газовых и криогенных топливах // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22, № 1. С. 87-99.
4. Сычёв А.В., Коломин И.В., Зинник Д.С. Испытательный стенд для гибридной силовой установки с поршневым двигателем и электрическим мотор-генератором // Тезисы 22-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика» (20-24 ноября 2023, Москва). М.: Издательство «Перо», 2023. С. 105-106.
5. Сычёв А.В., Равикович Ю.А., Борисов Д.А. Стендовые испытания электрической винтомоторной группы как первый этап в создании гибридной силовой установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 99-107. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-99-107
6. Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Рахманкулов Д.Я., Сунцов П.С., Овдиенко М.А., Гелиев А.В., Киселев И.О., Власов А.В. Традиционные, гибридные и электрические силовые установки самолётов местных воздушных линий // Авиационные двигатели. 2022. № 1 (14). С. 19-32. DOI: 10.54349/26586061_2022_1_19
7. Сычёв А.В., Балясный К.В., Борисов Д.А. Гибридная силовая установка с использованием электрического двигателя и двигателя внутреннего сгорания с общим приводом на воздушный винт // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29, № 4. С. 172-185. DOI: 10.34759/vst-2022-4-172-185
8. Авиационные правила. Часть 23. Нормы лётной годности гражданских лёгких самолётов. М.: Авииздат, 2014. 194 с.
9. Ravikovich Yu., Ponyaev L., Kuprikov M. Innovation design analysis of the optimal aerodynamic adaptive smart structures for disk-body solar Hybrid Electric aircraft and airship concepts // IOP Conference Series Materials Science and Engineering. 2021. V. 1024. DOI: 10.1088/1757-899X/1024/1/012078
10. Сычёв А.В., Балясный К.В., Равикович Ю.А. Синхронизация работы поршневого и электрического двигателя в авиационной гибридной силовой установке параллельной схемы // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2023. Т. 27, № 3 (101). С. 99-107. DOI: 10.54708/19926502_2023_27310199
11. Самолёт Аэропракт-20 (А-20). <http://www.airwar.ru/enc/la/a20.html>
12. Характеристики самолёта СП30. https://taganrog-avia.ru/aircraft/Spektr/sp-aero_ru/sved.htm
13. Самолёт Бекас Х-32. <https://www.skykrasnodar.com/bekas>
14. Самолёт Virus. <http://www.airwar.ru/enc/la/virus.html>

15. Самолёт Zodiac CH-601 XL. <http://www.airwar.ru/enc/la/ch601.html>
16. Лёгкий многоцелевой самолёт STOL CH-701. <http://www.airwar.ru/enc/la/ch701.html>
17. Самолёт Птенец-2. <https://vzletim.ru/aviapark/h2.php>
18. Pipistrel. Velis electro. <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/velis-electro/>
19. Airbus. Hybrid and electric flight. <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hybrid-and-electric-flight>

METHOD OF FIRST-APPROXIMATION CALCULATION OF TAKE-OFF WEIGHT OF A LIGHT AIRCRAFT WITH A HYBRID PROPULSION SYSTEM

© 2024

- A. V. Sychev** Leading Engineer of MAI Advanced Engineering School; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; saavia@mail.ru
- I. V. Arbuzov** Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher, Associate Professor; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; i_arbusov@mail.ru
- Yu. A. Ravikovich** Doctor of Science (Engineering), Professor, Vice-Rector for Research; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; yurav@mai.ru

The article discusses a method for calculating, as a first approximation, the take-off weight of a light aircraft with a hybrid power plant based on piston and electric engines. A brief overview of organizations dealing with hybrid power plants is given. The influence of the degree of hybridization of the power plant on the take-off weight of the aircraft is shown. The degree of hybridization of a power plant is understood as a relative value characterizing the distribution of the total power of all engines installed on the aircraft between piston and electric engines. The main parameters necessary to determine the take-off weight of an aircraft to a first approximation are presented. The take-off weight of the aircraft is determined to a first approximation from the equation of its existence. Statistical data of aircraft with different types of power plants are provided on the basis of which calculations are carried out. As a first approximation, the relative mass of the hybrid power plant is determined by analyzing the statistical data of light aircraft with piston and electric engines, from which the corresponding graphs are constructed. After the calculations, conclusions were drawn about the optimal range of characteristics of a light aircraft with a hybrid power plant.

Hybrid power plant; light aircraft; piston engine; electric motor

Citation: Sychev A.V., Arbuzov I.V., Ravikovich Yu.A. Method of first-approximation calculation of take-off weight of a light aircraft with a hybrid propulsion system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 62-73. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-62-73

References

1. Bolkhovitinov V.F. *Puti razvitiya letatel'nykh apparatov* [Ways of development of aircraft]. Moscow: Oborongiz Publ., 1962. 131 p.
2. Isyanov A., Mirzoyan A., Ryabov P., Ezrokhi Yu., Kalensky S. Studies of distributed and hybrid propulsion systems for advanced air vehicles using mission and environmental criteria. *14th ONERA – TsAGI Seminar (October, 29-30, 2015, Onera Châtillon (Salle Contensou), France)*. France: ONERA, 2015. P. 10-12.

3. Ryabov P.A., Kalenskii S.M. Concepts of perspective hybrid mid-flight engines on gas and cryogenic fuels for aircraft. *Aerospace MAI Journal*. 2015. V. 22, no. 1. P. 87-99. (In Russ.)
4. Sychev A.V., Kolomin I.V., Zinnik D.S. Ispytatel'nyy stend dlya gibridnoy silovoy ustanovki s porshnevym dvigatelem i elektricheskim motor-generatorom. *Tezisy 22-oy Mezhdunarodnoy konferentsii «Aviatsiya i Kosmonavtika» (November, 20-24, 2023, Moscow)*. Moscow: Pero Publ., 2023. P. 105-106. (In Russ.)
5. Sychev A.V., Ravikovich Yu.A., Borisov D.A. Bench tests of an electric engine-propeller group, as the first stage in the creation of a hybrid power plant. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 99-107. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-99-107
6. Varyukhin A.N., Zakharchenko V.S., Rakhmankulov D.Ya., Suntsov P.S., Ovdienko M.A., Geliev A.V., Kiselev I.O., Vlasov A.V. Traditional, hybrid and electric propulsion systems of commuter aircrafts. *Aviation Engines*. 2022. No. 1 (14). P. 19-32. (In Russ.). DOI: 10.54349/26586061_2022_1_19
7. Sychev A.V., Balyasnyi K.V., Borisov D.A. Hybrid power plant employing electric motor and an internal combustion engine with a common drive to the propeller. *Aerospace MAI Journal*. 2022. V. 29, no. 4. P. 172-185. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-4-172-185
8. Aviation regulations. Part 23. Airworthiness standards for civil light aircraft. Moscow: Aviaizdat Publ., 2014. 194 p. (In Russ.)
9. Ravikovich Yu., Ponyaev L., Kuprikov M. Innovation design analysis of the optimal aerodynamic adaptive smart structures for disk-body solar Hybrid Electric aircraft and airship concepts. *IOP Conference Series Materials Science and Engineering*. 2021. V. 1024. DOI: 10.1088/1757-899X/1024/1/012078
10. Sychev A.V., Ravikovich Yu.A., Balyasny K.V. Synchronization of the operation of a piston and electric engine in an aircraft hybrid power plant of a parallel circuit. *Vestnik UGATU*. 2023. V. 27, no. 3 (101). P. 99-107. (In Russ.). DOI: 10.54708/19926502_2023_27310199
11. *Samolet Aeroprakt-20 (A-20)* [A-20 aircraft]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/la/a20.html>
12. *Kharakteristiki samoleta SP30* [Characteristics of the SP30 aircraft]. Available at: https://taganrog-avia.ru/aircraft/Spektr/sp-aero_ru/sved.htm
13. *Samolet Bekas X-32* [Bekas X-32 aircraft]. Available at: <https://www.skykrasnodar.com/bekas>
14. *Samolet Virus* [Virus aircraft]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/la/virus.html>
15. *Samolet Zodiak CH-601* [ZodiakCH-601 XL aircraft]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/la/ch601.html>
16. *Legkiy mnogotsel'evoy samolet STOL CH-701* [STOL CH-701 light multi-purpose aircraft]. Available at: <http://www.airwar.ru/enc/la/ch701.html>
17. *Samolet «Ptenets-2»* [Ptenets-2 aircraft]. Available at: <https://vzletim.ru/aviapark/h2.php>
18. Pipistrel. Velis electro. Available at: <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/velis-electro/>
19. Airbus. Hybrid and electric flight. Available at: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hybrid-and-electric-flight>

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОТВЕРСТИЙ И ДЕФЕКТОВ НА МЕХАНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СЛОИСТОГО ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИТА

© 2024

А. Л. Асси аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ttukasi@mail.ru

А. В. Болдырев доцент, доктор технических наук, заведующий кафедрой конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; boldirev.av@ssau.ru

А. А. Павлов кандидат технических наук, ассистент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, инженер научно-образовательного центра авиационных конструкций; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; alex-alex.pavlov@yandex.ru

Разработана методика экспериментальных исследований механических характеристик слоистого полимерного композита с учётом технологических отверстий и дефектов. Представлены результаты экспериментального определения механических характеристик, исследовано влияние материала наполнителя, типа переплетения тканевого волокна, технологических отверстий и производственных дефектов на механические характеристики слоистого углепластика. Испытательные образцы изготовлены из углеткани 200P, 200T, АСМ С300Х и связующего «Инжект SL(B)». Выполнены статические испытания образцов на одноосное растяжение, сжатие и на трёхточечный изгиб.

Экспериментальное исследование; слоистый углепластик; статические испытания; влияние отверстия; тип наполнителя; технологический дефект; коэффициент вариации

Цитирование: Асси А.Л., Болдырев А.В., Павлов А.А. Экспериментальное исследование влияния технологических отверстий и дефектов на механические характеристики слоистого полимерного композита // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 74-88. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-74-88

Введение

Процесс применения композиционных материалов в инженерных конструкциях начался в 1970-е годы [1]. В настоящее время эти материалы всё больше используются в аэрокосмической, судостроительной, автомобильной промышленности [2 – 6]. Полимерные композиционные материалы (ПКМ) на основе углеродного волокна представляют собой один из наиболее перспективных типов конструкционных материалов благодаря их высоким удельным физико-механическим свойствам (удельной прочности и жёсткости).

Конструкции из ПКМ снабжены технологическими отверстиями различного назначения в зонах болтовых и заклёпочных соединений деталей и узлов, портов доступа для обслуживания электрических линий, гидравлической и топливной системы и т.п. Наличие отверстий часто приводит к местной потере устойчивости и высокой концентрации напряжений в этих зонах [7; 8], снижая жёсткость и прочность конструкции [9]. Материал наполнителя, ориентация слоёв в композите, толщина пакета являются параметрами, влияющими на его удельные характеристики [10].

Дефекты в композитном изделии, допущенные при его изготовлении также являются одним из факторов, влияющих на работоспособность конструкции. Использование при изготовлении изделий из композиционных материалов несовершенного оборудования и системы управления, не обеспечивающей заданную точность поддержания параметров технологического процесса, приводит к возникновению в структуре материала конструкции дефектов, вызывающих снижение физико-механических характеристик или увеличение их разброса, снижение несущей способности конструкции и другие отрицательные эффекты [11].

Одним из методов проектирования конструкции композитного изделия является «Building Block Approach (BBA)» [12]. Этот метод включает в себя четыре этапа – от определения упруго-прочностных характеристик конструкционных материалов до создания прототипа изделия. На первом этапе проводятся экспериментальные и численные исследования для создания базы данных упруго-прочностных свойств конструкционных материалов. Второй этап заключается в валидации свойств материалов в типовых элементах конструкции. Третий этап состоит в конструировании и испытаниях агрегатов. Четвертый этап заключается в разработке прототипа изделия на основе базы данных свойств конструкционных материалов и выбранного технологического процесса. Метод BBA накапливает и использует совокупность экспериментальных данных и информации, полученной на подробных верифицированных математических моделях. Для цифрового расчёта напряжённо-деформированного состояния композитной конструкции необходимо предварительно определить упругие характеристики применяемого для её изготовления материала [13].

Целью настоящей работы является разработка и апробирование методики экспериментальных исследований механических характеристик ПКМ с учётом технологических отверстий и производственных дефектов.

Методика исследований

Методика исследований включает следующие этапы: постановка технического задания на основе нормативных документов; изготовление образцов; проведение испытаний для определения упругих и прочностных характеристик композитных пластин при растяжении, сжатии и изгибе; обработка и анализ результатов для оценки влияния технологических отверстий и производственных дефектов на механические характеристики композитов.

Методика разработана на основе нормативных документов ГОСТ 25.601-80, ASTM D3039/D3039M и ГОСТ P56810-2015 [14 – 16] для определения упругих и прочностных характеристик композитных изделий. Исследование влияния технологических отверстий на механические свойства образцов выполнено по ГОСТ 33375-2015, ГОСТ 33495-2015 и стандарту ASTM D7137/D7137M-12 [17 – 19].

Сущность метода определения механических характеристик композита по ГОСТ 25.601-80 и ASTM D3039/D3039M состоит в испытаниях образцов на растяжение с постоянной скоростью деформирования, при котором определяются следующие величины: F_{\max} – максимальная нагрузка, предшествующая разрушению образца при растяжении; σ_B – предел прочности при растяжении; ε – относительная деформация; E – модуль упругости при растяжении; μ – коэффициент Пуассона. Испытание на растяжение по ГОСТ 25.601-80 и ASTM D3039/D3039M в работе обозначено «P1».

Способ определения характеристик композита при трёхточечном изгибе по ГОСТ P56810-2015 и ASTM D790-17 [20] заключается в нагружении плоского образца постоянного прямоугольного сечения, свободно лежащего на двух опорах, с постоянной скоростью нагружения до момента его разрушения. При испытаниях на трёхточечный из-

гиб определяется предел прочности σ_B^H ; относительная деформация ε^H и модуль упругости E^H .

Исследование влияния отверстия на прочность композитного изделия по ГОСТ 33375-2015 заключается в кратковременном испытании образца с центральным вырезом на растяжение с постоянной скоростью деформации, при которой определяются пределы прочности образца с учётом площади отверстия и без учёта площади отверстия. Испытание на растяжение по ГОСТ 33375-2015 в работе обозначено «Р2».

Исследование влияния отверстия на прочность композитного изделия по стандарту ASTM D7137/D7137M-12 заключается в испытании на одноосное сжатие с постоянной скоростью деформации образца с центральным вырезом, при которой определяют предел прочности $\sigma_B^{СЖ}$ – напряжение, соответствующее разрушающей нагрузке $P_{\max}^{СЖ}$ при сжатии.

Нужно отметить, что диаметр отверстия в образце для испытаний на сжатие может быть выбран на основе критерия эквивалентного отверстия, который предполагает, что поврежденный образец может быть заменен аналогичным с эквивалентным отверстием для определения его остаточной прочности (рис. 1) [21]. В соответствии с сертификационными требованиями вводится понятие идеализированного размера повреждения в виде отверстия с радиусом r , который находится по формуле:

$$2r = 2\sqrt{\eta S/\pi}, \quad (1)$$

где S – площадь зоны повреждения, определяемая визуально; η – корректирующий коэффициент, учитывающий наличие зоны растрескивания и разрыва волокон, окружающей видимую часть повреждения.

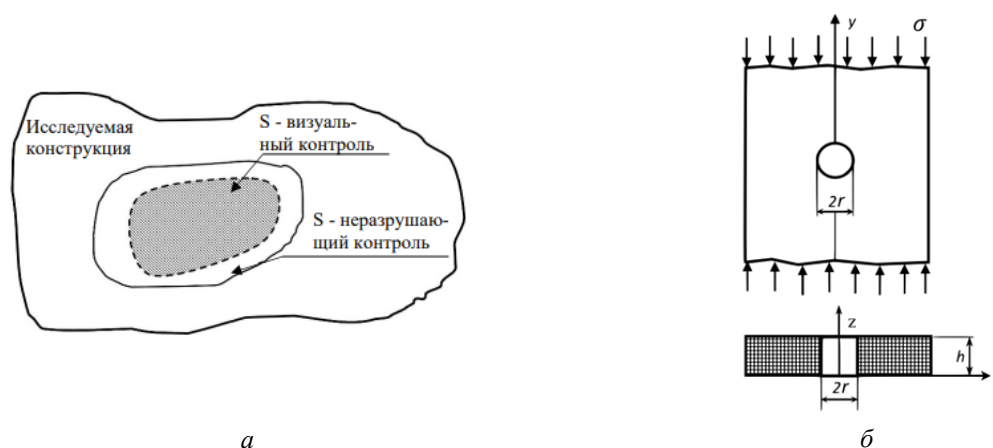


Рис. 1. Изображение эквивалентного отверстия:
 а – размеры замеренного и действительного повреждения; б – характерные размеры отверстия

Испытательные образцы представляют собой прямоугольные пластины с размерами: L – длина; L_0 – длина рабочей зоны; b – ширина; h – толщина. Для исследования влияния выреза образец снабжён отверстием с диаметром $2r$. Типовые размеры образцов (рис. 2) представлены в табл. 1. На рис. 3 показаны схемы нагружения образцов силой F .

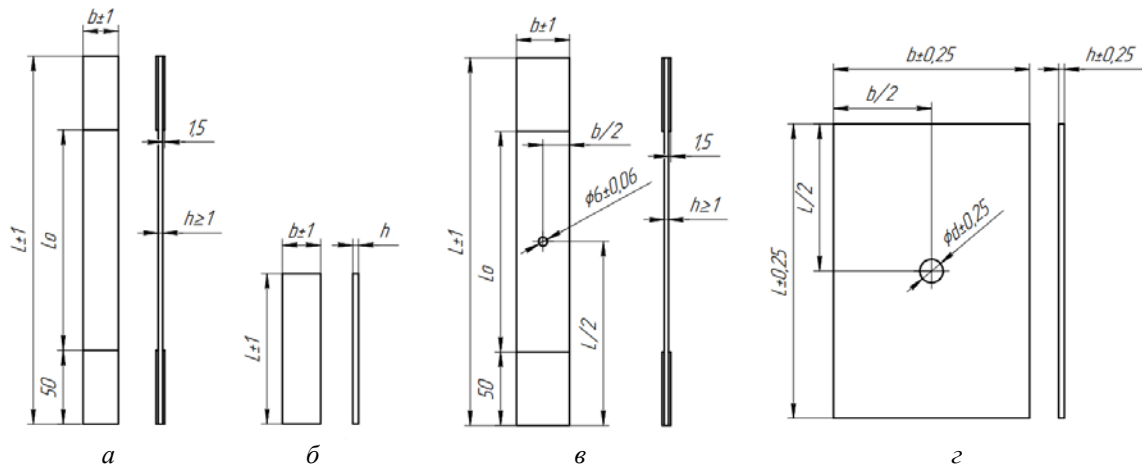


Рис. 2. Типовые образцы:
а – для испытания на растяжение P1; б – для испытания на трёхточечный изгиб;
в – для испытания на растяжение P2; г – для испытания на сжатие

Таблица 1. Типовые размеры испытательных образцов по виду нагружения

№	Вид нагружения	Стандарт	Образец (рис. 2)	L, мм	L ₀ , мм	b, мм	h, мм	2r, мм
1	Растяжение P1	ASTM D3039/D3039M	а	250±1	150	20±1	≥1	0
2	Трёхточечный изгиб	ГОСТ P56810-2015	б	51±1	–	13±1		0
3	Растяжение P2	ГОСТ 33375-2015	в	200±1	100	36±1		6±0,06
4	Сжатие	ASTM D7137/D7137M-12	г	150±0,25	–	100±0,25		12±0,25

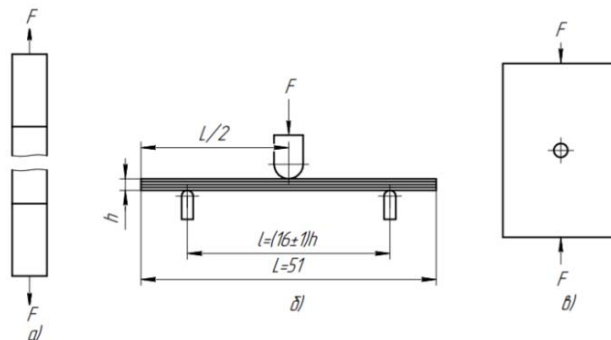


Рис. 3. Схемы нагружения образцов:
а – при растяжении; б – при трёхточечном изгибе; в – при сжатии

Статистическая оценка сходимости результатов испытаний проводится на основе анализа коэффициента вариации CV [14; 15]:

$$CV = 100 \frac{S_{n-1}}{\bar{x}}, \quad (2)$$

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^n x_i \right), \quad (3)$$

$$S_{n-1} = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2\right) / (n-1)}, \quad (4)$$

где x_i – определяемая характеристика; n – количество образцов; \bar{x} – среднее значение; S_{n-1} – стандартное отклонение.

Изготовление испытательных образцов

Объектами исследования выступили образцы на основе связующего «Инжект SL(B)» и углетканей. Инжект SL(B) – это прозрачный низковязкий двухкомпонентный эпоксидный компаунд, предназначенный для изготовления стекло- и углепластиковых изделий методом вакуумной инфузии, RTM-технологии, вакуумного формования¹. Основные паспортные характеристики используемых тканей представлены в табл. 2.

Таблица 2. Паспортные характеристики тканей

Род материала	Наименование	Волокно	Тип плетения	Поверхностная плотность, г/м ²	Толщина слоя, мм	Направление волокон, °
Углеткань	200P	3K Toray	Полотно	200	0,2	0/90
	200T	3K Toray	Саржа 2×2	200	0,20 ± 5%	0/90
	АСМ С300Х	12K Grafil	Биаксиал	308	0,5	–45/+45

Изготовление образцов проводилось в научно-технологическом центре композиционных материалов (НТЦ КМ) Самарского университета, согласно разработанному процессу: формование заготовок, нарезание образцов и маркировка. Формование заготовок осуществлялось методом вакуумной инфузии при вакууме в резервуаре в диапазоне 10...15 мбар. Во время подачи связующего компонента герметизация одной из матриц разрушалась, вызывая попадание воздуха в оснастку. На рис. 4 показаны заготовки без дефектов формования и с дефектом формования. Образцы, нарезанные из заготовок с производственным дефектом, испытывались для определения степени влияния данного типа дефекта на механические характеристики композита.

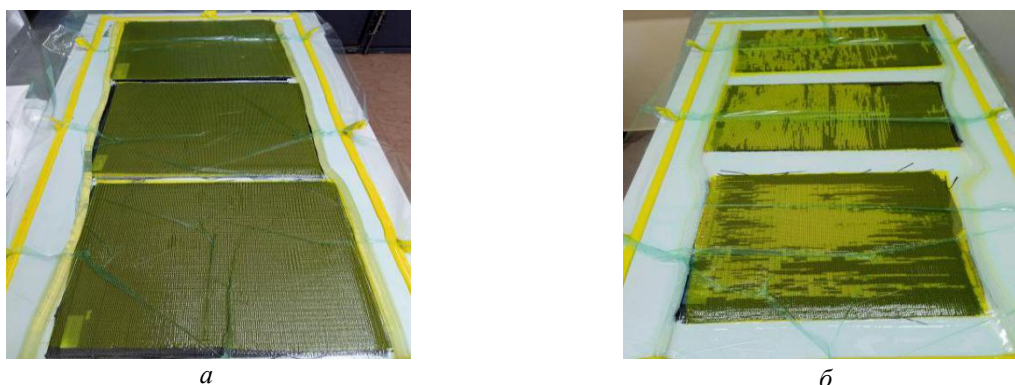


Рис. 4. Формовка заготовок: а – без дефекта формования; б – с дефектом формования

¹ Каталог продукции ХимСнаб Композит. Эпоксидная смола – Карбон М Эпоксидная смола + отвердитель.
<https://igc-market.ru/shop/> (дата обращения: 12.10.2023)

Образцы обозначались на основе типа использованного материала, вида нагружения (растяжение P1, P2, трёхточечный изгиб, сжатие), направления нарезания образцов относительно угла нити наполнителя. Для изготовленных образцов использованы следующие обозначения типов материалов:

- У1 – углепластик с наполнителем 200P и связующим Инжект SL(B);
- У2 – углепластик с наполнителем 200T и связующим Инжект SL(B);
- У3 – углепластик с наполнителем ACM C300X и связующим Инжект SL(B).

Далее приведены примеры расшифровки обозначения некоторых образцов:

• образец У1_{P1}-0-1: У1 – углепластик с наполнителем 200P; P1 – испытание на растяжение по стандарту ASTM D3039/D3039M; образец нарезан в направлении основы нити (0°);

• образец У3(Д)_C-90-5: У3 – углепластик с наполнителем ACM C300X; Д – наличие технологического дефекта; с – испытание на сжатие; образец нарезан в направлении 90° к основе нити.

В исследовании выполнены статические испытания 65 образцов, из которых 22 испытания проведены на растяжение P1, 14 – на растяжение P2, 20 – на трёхточечный изгиб и 9 – на сжатие. Испытания на растяжение и изгиб проводились на универсальной испытательной машине Z050TE Allround-Line Table-Top Machine, а испытания на сжатие – на WDW-300E. Нагружение образца проводилось со скоростью 2 мм/мин в испытании на растяжение, и 5 мм/мин в испытании на трёхточечный изгиб и сжатие. Все испытания проводились при нормальной температуре.

На рис. 5 показан характер разрушения испытанных образцов для определения механических характеристик композитов, на рис. 6 – характер разрушения образцов при исследовании влияния отверстия на работоспособность композита.



а



б

Рис. 5. Характер разрушения образцов для определения механических характеристик композитов: а – при растяжении P1; б – при трёхточечном изгибе



а



б

Рис. 6. Характер разрушения образцов при исследовании влияния отверстия на работоспособность композита: а – при растяжении P2; б – при сжатии

Определение механических характеристик композита на растяжение

Результаты испытаний по стандарту ASTM D3039/D3039M для определения механических (упругих и прочностных) характеристик композитных пластин при растяжении и оценки влияния производственных дефектов представлены в табл. 3. Результаты расчёта сходимости результатов испытаний представлены в табл. 4.

Таблица 3. Результаты испытаний для определения механических характеристик композитных пластин при растяжении

№	Серия	Образец	F_{max} , Н	σ_B , МПа	ϵ , %	E , МПа	μ
1	У1 _{Р1}	У1 _{Р1} -0-1	30600	658,37	2,5	53900	0,11
		У1 _{Р1} -0-2	28400	632,33	2,3	56400	0,09
		У1 _{Р1} -0-3	30700	651,96	3,0	54100	0,09
		У1 _{Р1} -0-4	25500	579,95	2,1	55500	0,09
		У1 _{Р1} -90-1	27200	595,06	2,0	53100	0,11
		У1 _{Р1} -90-2	25800	554,24	2,0	53400	0,09
		У1 _{Р1} -90-3	25500	549,65	2,0	53400	0,08
		У1 _{Р1} -90-4	26000	561,88	1,9	52200	0,09
2	У2 _{Р1}	У2 _{Р1} -0-1	27700	643,93	2,9	58600	0,09
		У2 _{Р1} -0-2	33100	768,63	3,0	56700	0,07
		У2 _{Р1} -0-3	29900	722,27	2,7	55600	0,08
		У2 _{Р1} -90-1	25500	585,14	2,5	57100	0,10
		У2 _{Р1} -90-2	27800	655,69	3,1	56900	0,07
		У2 _{Р1} -90-3	33100	748,18	2,7	58600	0,08
3	У3(Д) _{Р1}	У3(Д) _{Р1} -0-1	8240	112,40	9,3	8310	1,02
		У3(Д) _{Р1} -0-2	6480	94,66	5,8	8160	1,02
		У3(Д) _{Р1} -0-3	10600	150,08	15,1	9380	0,95
		У3(Д) _{Р1} -0-4	10700	157,17	12,9	9460	0,96
		У3(Д) _{Р1} -90-1	7710	101,97	20,3	5600	0,81
		У3(Д) _{Р1} -90-2	9150	128,50	15,5	9310	1,38
		У3(Д) _{Р1} -90-3	9590	129,41	20,3	7230	1,01
		У3(Д) _{Р1} -90-4	6890	102,79	18,4	6360	0,94

Таблица 4. Коэффициенты вариации CV для серий образцов

№	Серия	Подсерия	CV, %				
			F_{max}	σ_B	ϵ	E	μ
1	У1 _{Р1}	У1 _{Р1} -0	8,48	5,64	16,67	2,16	10,52
		У1 _{Р1} -90	2,85	3,63	2,53	1,07	13,60
2	У2 _{Р1}	У2 _{Р1} -0	9	8,86	5,33	2,66	12,5
		У2 _{Р1} -90	13,53	12,33	11,04	1,61	18,33
3	У3(Д) _{Р1}	У3(Д) _{Р1} -0	22,56	23,30	37,94	7,80	3,82
		У3(Д) _{Р1} -90	15,05	13,27	12,18	22,48	23,62

Анализ результатов показал, что образцы серии $У2_{р1}$ из ткани 200Т (саржевого переплетения) продемонстрировали большие по сравнению с образцами серии $У1_{р1}$ средние значения прочностных характеристик вдоль нитей основы: $\bar{F}_{\max(0)} = 30233 \text{ Н}$, $\bar{\sigma}_{B(0)} = 711,6 \text{ МПа}$. В то же время образцы серии $У1$ в целом продемонстрировали меньшие коэффициенты вариации.

На рис. 7 – 9 представлены графики зависимости усилий от абсолютной деформации ΔL по сериям образцов.

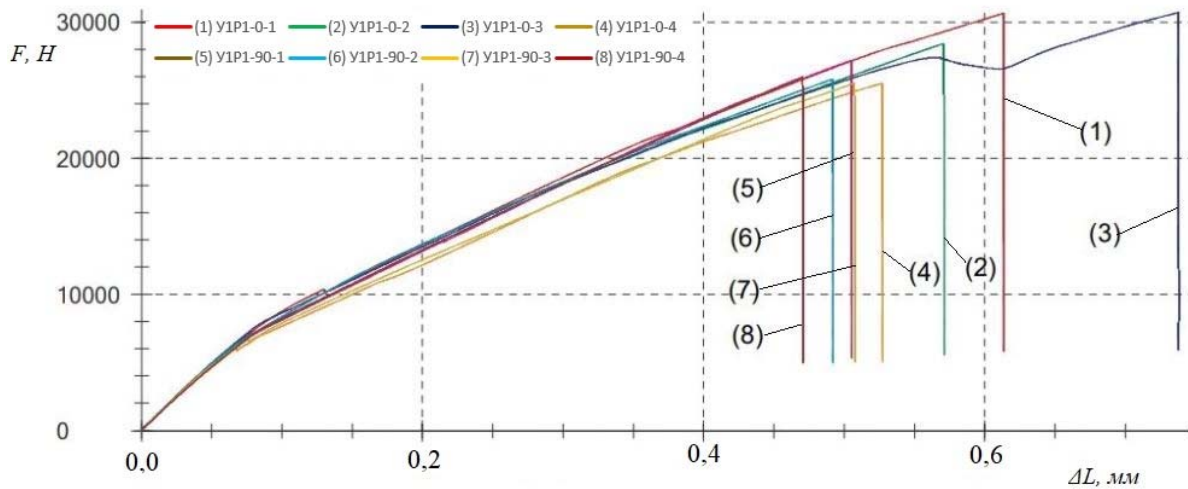


Рис. 7. График зависимости усилий от абсолютной деформации серии образцов $У1_{р1}$

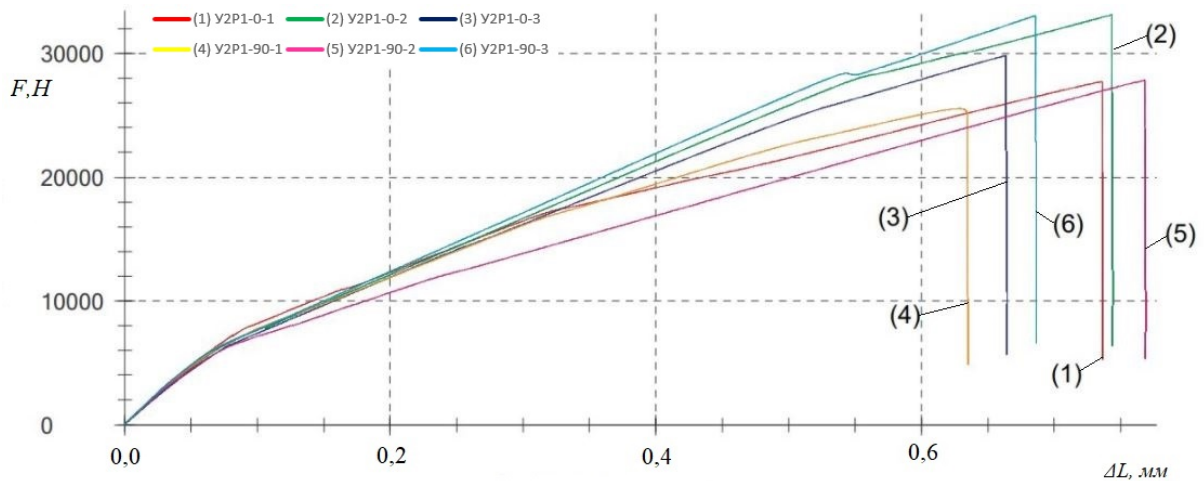


Рис. 8. График зависимости усилий от абсолютной деформации серии образцов $У2_{р1}$

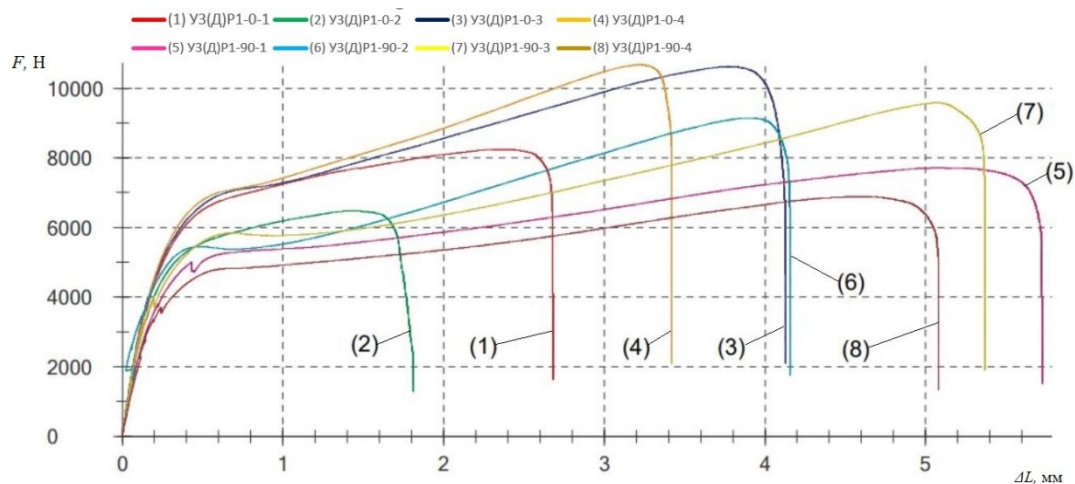


Рис. 9. График зависимости усилий от абсолютной деформации серии образцов УЗ(Д)р1

Определение механических характеристик композита на трёхточечный изгиб

В процессе испытания на трёхточечный изгиб осуществлялось определение механических характеристик композитного изделия и выполнена оценка влияния производственных дефектов на данные характеристики. Образцы испытаний изготовлены из углеткани 200Т и связующего «Инжект SL(B)». Результаты испытаний представлены в табл. 5.

Таблица 5. Результаты испытаний на трёхточечный изгиб

№	Образец	σ_B^H , МПа	ε^H , %	E^H , МПа	№	Образец	σ_B^H , МПа	ε^H , %	E^H , МПа
	CV, %					CV, %			
Образцы без дефектов формования									
1	У _н -0-1	812	1,9	42200	1	У _н -90-1	771	1,9	41900
2	У _н -0-2	851	2,0	42700	2	У _н -90-2	763	1,9	42800
3	У _н -0-3	769	1,8	44100	3	У _н -90-3	690	1,7	39400
4	У _н -0-4	708	1,8	43500	4	У _н -90-4	752	1,8	42000
5	У _н -0-5	782	1,9	41400	5	У _н -90-5	729	1,8	42700
6	\bar{x}	784,4	1,88	42780	6	\bar{x}	741	1,82	41760
7	CV	6,77	4,45	2,48	7	CV	4,40	4,60	3,30
Образцы с дефектом формования									
1	У(Д) _н -0-1	647	2,1	31000	1	У(Д) _н -90-1	605	2,0	27000
2	У(Д) _н -0-2	625	2,1	28300	2	У(Д) _н -90-2	598	2,1	26000
3	У(Д) _н -0-3	659	2,1	29400	3	У(Д) _н -90-3	636	2,0	30100
4	У(Д) _н -0-4	673	2,2	31200	4	У(Д) _н -90-4	613	2,1	29500
5	У(Д) _н -0-5	630	2,1	28600	5	У(Д) _н -90-5	619	2,0	28700
6	\bar{x}	646,8	2,12	29700	6	\bar{x}	614,2	2,04	28260
7	CV	3,08	2,11	4,52	7	CV	2,37	2,68	6,08

Анализ результатов испытаний, представленных в табл. 5, показал, что дефекты в композите при его формировании влияют на работоспособность изделия, ослабляя его удельные характеристики. Например, образцы без дефектов Уи-0 оказались на 20% прочнее образцов с дефектами У(Д)и-0. Средние значения их пределов прочности соотносятся следующим образом: $\bar{\sigma}_{B[Уи-0]}^H = 1,2\bar{\sigma}_{B[У(Д)и-0]}^H$.

Образцы без дефектов показали низкие значения коэффициентов вариации для модуля упругости композита, а образцы с технологическим дефектом – для прочностных характеристик ПКМ.

На рис. 10 и 11 представлены графики зависимости напряжений от абсолютной деформации образцов без дефектов и с дефектами. Как видно, образцы без дефектов более прочные и показали наименьшие деформации, подтверждая анализ результатов, представленных в табл. 5.

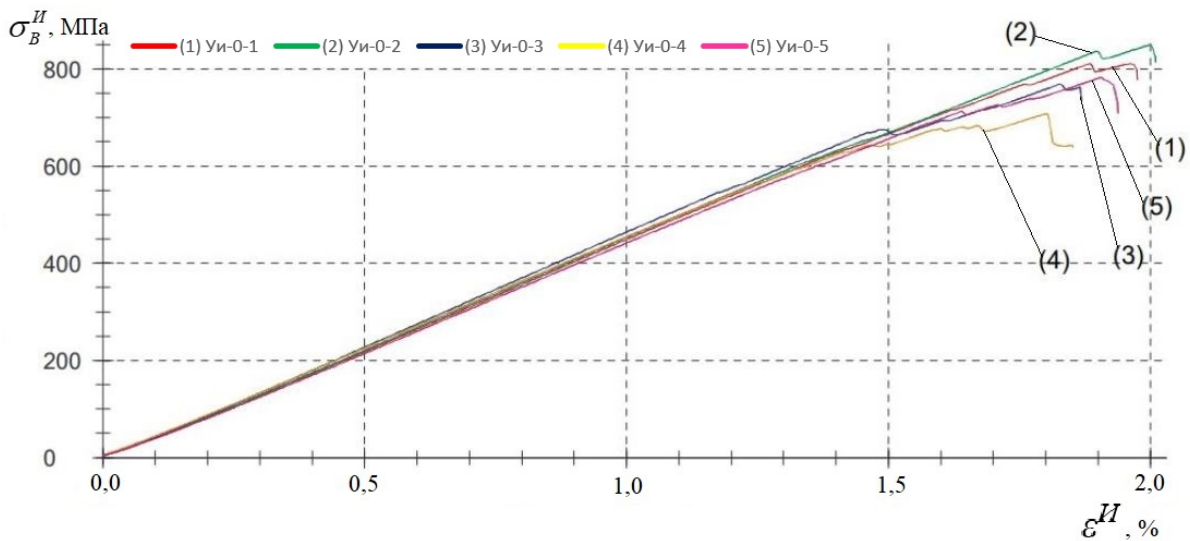


Рис. 10. График зависимости напряжений от абсолютной деформации образцов без дефектов

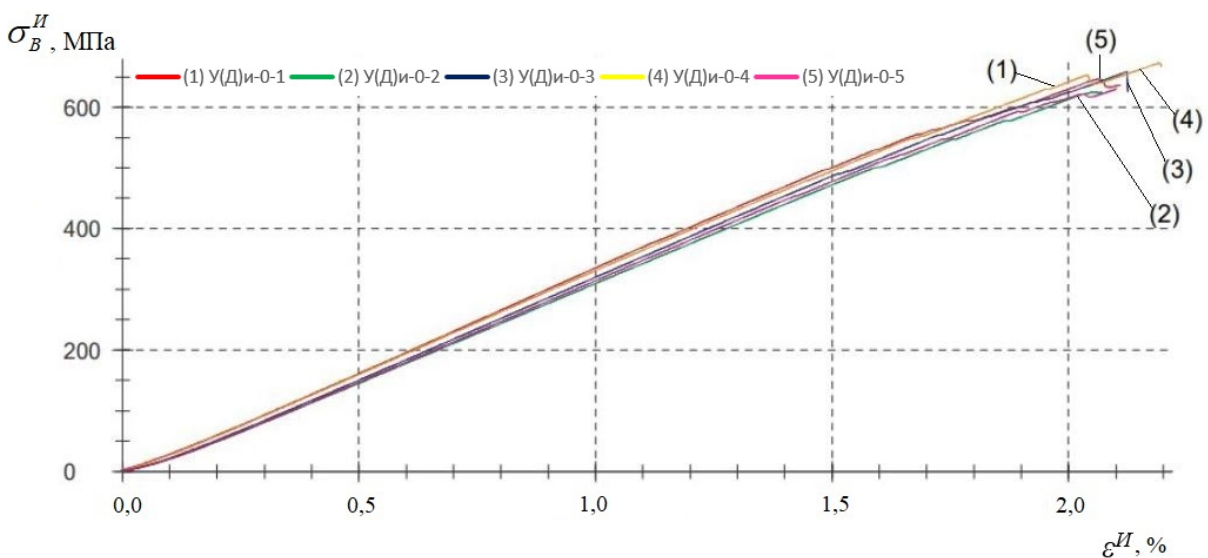


Рис. 11. График зависимости напряжений от абсолютной деформации образцов с дефектами

Результаты испытаний на растяжение образцов с отверстиями

Результаты испытаний на растяжение по ГОСТ 33375-2015 для исследования влияния отверстия на механические характеристики композита представлены в табл. 6.

Таблица 6. Результаты исследования влияния отверстия на механические характеристики композита при растяжении

№	Образец	Отверстие d , мм	F_{max} , Н	σ_B , МПа	№	Образец	Отверстие d , мм	F_{max} , Н	σ_B , МПа
1	У2 _{Р2} -0-1	0	55363	773,24	2	У2(Д) _{Р2} -0-1	0	56568	555,02
	У2 _{Р2} -0-2	6	24337	338,96		У2(Д) _{Р2} -0-2	6	23795	239,48
	У2 _{Р2} -0-3		25936	355,29		У2(Д) _{Р2} -0-3		25861	250,98
	У2 _{Р2} -0-4		24526	335,97		У2(Д) _{Р2} -0-4		25498	247,46
3	У3(Д) _{Р2} -0-1	0	20628	171,38	4	У3(Д) _{Р2} -90-1	0	18672	151,70
	У3(Д) _{Р2} -0-2	6	14291	114,84		У3(Д) _{Р2} -90-2	6	13712	115,81
	У3(Д) _{Р2} -0-3		16336	133,10		У3(Д) _{Р2} -90-3		13477	108

Результаты испытаний, представленные в табл. 6, показали, что технологические отверстия в ПКМ оказали значительное влияние на прочностные характеристики изделий. Ослабление отверстием образцов У2_{Р2}-0, У2(Д)_{Р2}-0, У3(Д)_{Р2}-0, У3(Д)_{Р2}-90 достигло значений 56,55%; 56,85%; 33% и 28,8%, соответственно. В то же время производственные дефекты в композите из ткани 200Т оказали существенно меньшее влияние на работоспособность композита – средняя разрушающая нагрузка F_{max} изделия У2(Д) незначительно отличается от аналогичного изделия У2 ($F_{maxУ2(Д)Р2-0-1} = 1,02F_{maxУ2Р2-0-1}$).

Результаты испытаний на сжатие образцов с отверстиями

Результаты испытаний на сжатие по стандарту ASTM D7137/D7137M-12, представленные в табл. 7, показали, что наличие вырезов в пластинах У3(Д)_С привели к незначительному уменьшению значений пределов прочности образцов. Так, для образцов серии У3(Д)_С-0 средние значения $\sigma_B^{СЖ}$ снизились на 4,46%, а для образцов серии У3(Д)_С-90 снизились на 10,11%. Для образцов серии У1_С-90 разрушение происходило при потере устойчивости пластины за пределами зоны отверстия (рис. 12).

Таблица 7. Результаты исследования влияния отверстия на механические характеристики композита при сжатии

№	Серия	Образец	b , мм	h , мм	Отверстие d , мм	$P_{max}^{СЖ}$, Н	$\sigma_B^{СЖ}$, МПа
1	У1 _С -90	У1 _С -90-1	100,75	2,30	0	21726	93,76
		У1 _С -90-2	101,20	2,30	12	30318	130,25
		У1 _С -90-3	100,40	2,30	12	26618	115,27
2	У3(Д) _С -0	У3(Д) _С -0-1	100,70	3,50	0	22340	63,38
		У3(Д) _С -0-2	99,25	3,50	12	21088	60,55
		У3(Д) _С -0-3	100,50	3,50	12	22204	63,12
3	У3(Д) _С -90	У3(Д) _С -90-1	100,00	3,50	0	30602	87,43
		У3(Д) _С -90-2	101,15	3,50	12	28018	79,14
		У3(Д) _С -90-3	99,75	3,50	12	27438	78,59



Рис. 12. Разрушение образца за пределами зоны отверстия

Заключение

Оценивая результаты исследования, следует отметить, что разработанная методика исследования механических характеристик композиционного материала содержит статические испытания образцов на одноосное растяжение, сжатие и трёхточечный изгиб, учитывает наличие в конструкциях технологических отверстий и производственных дефектов.

По результатам проведённых испытаний сделан вывод, что технологические отверстия в ПКМ оказывают значительное влияние на прочностные характеристики изделий.

Дефекты формования оказывают большее влияние на прочность композитных пластин из биаксиальной ткани с направлением волокон $-45/+45$ по сравнению с композитами с направлением волокон $0/90$.

Визуальный контроль испытаний изделий без дефекта формования выявил мгновенный характер разрушения образцов, а при испытании на сжатие изделия УЗ(Д) с дефектом наблюдался прогрессивный характер разрушения.

Результаты, полученные в ходе экспериментальных исследований, могут быть использованы для настройки и верификации цифровых моделей изделий из ПКМ.

Библиографический список

1. Фейгенбаум Ю.М., Бутушин С.В., Божевалов Д.Г., Соколов Ю.С. Композиционные материалы и история их внедрения в авиационные конструкции // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 7 (318). С. 24-37.
2. Адхамов А., Нумонов А. Перспективы применения ПКМ в автомобильной промышленности // техника. 2021. № 1 (5). С. 8-13. DOI: 10.24411/2181-0753/2021-100002
3. Кудрицкий В.Г. Композиционные материалы для узлов трения космического назначения // Полимерные материалы и технологии. 2022. Т. 8, № 3. С. 82-88. DOI: 10.32864/polymmattech-2022-8-3-82-88
4. Каблов Е.Н. Авиационное материаловедение: итоги и перспективы // Вестник Российской академии наук. 2002. Т. 72, № 1. С. 3-12.
5. Павлов С.И. CAE-технологии в 2014 году: обзор достижений и анализ рынка // CAD/CAM/CAE Observer. 2015. № 4 (96). С. 25-35.
6. Сидорина А.И., Сафронов А.М., Куцевич К.Е., Клименко О.Н. Углеродные ткани для изделий авиационной техники // Труды ВИАМ. 2020. № 12 (94). С. 47-58. DOI: 10.18577/2307-6046-2020-0-12-47-58

7. Асси А.Л. Экспериментальное исследование влияния выреза на прочность композитной пластины, армированной биаксиальной углетканью // Сборник трудов XXIV Всероссийской научно-технической конференции «Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации – 2023» (15-17 ноября 2023 г., Пермь). Пермь: Издательство Пермского национального исследовательского политехнического университета, 2023. С. 26-27.

8. Асси А.Л., Болдырев А.В. Разработка методики экспериментального исследования прочности слоистого углепластика с отверстием при растяжении // Сборник трудов Всероссийской молодежной научной конференции с международным участием «XVII Королёвские чтения» (3-5 октября 2023 г., Самара). Т. 1. Самара: Издательство Самарского университета, 2023. С. 144-145.

9. Комаров В.А., Кишов Е.А., Чарквиани Р.В., Павлов А.А. Расчётно-экспериментальный анализ прочности изделий из эпоксидного тканевого углепластика // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2015. Т. 14, № 2. С. 106-112. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-106-112

10. Mr. Sanxthosh Kumar. M, Dr. S.G. Gopala Krishna, Dr. Rajanna. S. Study on effect of thickness and fibre orientation on a tensile and flexural properties of a hybrid composite // Journal of Engineering Research and Applications. 2014. V. 4, Iss. 8. P. 56-66.

11. Воробей В.В., Маркин В.Б. Контроль качества изготовления и технология ремонта композитных конструкций. Барнаул: ООО «МЦ ЭОР», 2015. 310 с.

12. Carello M., Amirth N., Airale A.G., Monti M., Romeo A. Building block approach for structural analysis of thermoplastic composite components for automotive applications // Applied Composite Materials. 2017. V. 24. P. 1309-1320. DOI: 10.1007/s10443-017-9592-x

13. Комаров В.А., Павлов А.А., Павлова С.А. Экспериментально-аналитическое определение упругих характеристик слоистого тканевого композита // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 2. С. 65-79. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-2-65-79

14. ГОСТ 25.601-80. Расчёты и испытания на прочность. Методы механических испытаний композиционных материалов с полимерной матрицей (композитов). Метод испытания плоских образцов на растяжение при нормальной, повышенной и пониженной температурах. М.: Издательство стандартов, 1980. 14 с.

15. ASTM D3039/D3039M. Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials. ASTM International, 2017. 13 p.

16. ГОСТ Р 56810-2015. Композиты полимерные. Метод испытания на изгиб плоских образцов. М.: Стандартиформ, 2016. 19 с.

17. ГОСТ 33375-2015. Композиты полимерные. Метод испытания на растяжение образцов с открытым отверстием. М.: Стандартиформ, 2016. 7 с.

18. ASTM D7137/D7137M-12. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates. ASTM International, 2012. 16 p.

19. ГОСТ 33495-2015. Композиты полимерные. Метод испытания на сжатие после удара. М.: Стандартиформ, 2015. 19 с.

20. ASTM D790-17. Standard test methods for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials. ASTM International, 2017. 12 p.

21. Митрайкин В.И., Беззаметнов О.Н. Прочность многослойных пластин с ударными повреждениями // Ученые записки Казанского университета. Серия: Физико-математические науки. 2022. Т. 164, № 2-3. С. 206-220. DOI: 10.26907/2541-7746.2022.2-3.206-220

EXPERIMENTAL RESEARCH OF THE EFFECT OF MANUFACTURING HOLES AND DEFECTS ON THE MECHANICAL CHARACTERISTICS OF LAMINATED POLYMER COMPOSITE

© 2024

A. L. Assi Postgraduate Student of the Department of Aircraft Construction and Design;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ttukasi@mail.ru

A. V. Boldyrev Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Head of the Department
of Aircraft Construction and Design;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
boldirev.av@ssau.ru

A. A. Pavlov Candidate of Science (Engineering), Assistant of the Department
of Aircraft Construction and Design, Engineer of the Research and Educational
Center for Aircraft Construction;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
kipla@ssau.ru

The paper presents a developed methodology for experimental research of the mechanical characteristics of a laminated polymer composite, taking into account manufacturing holes and defects. The results of experimental determination of mechanical characteristics are presented, the influence of the filler material, the type of fabric fiber weave, holes and manufacturing defects on the mechanical characteristics of laminated carbon fiber reinforced plastic are analyzed. The test specimens were made from carbon fiber 200T, 200P, ACM C300X and binder "Inject SL(B)". Static tests of specimens for uniaxial tension, compression and three-point bending were performed.

Experimental research; laminated carbon fiber reinforced plastic; static tests; effect of hole; type of fiber; manufacturing defect; variation coefficient

Citation: Assi A.L., Boldyrev A.V., Pavlov A.A. Experimental research of the effect of manufacturing holes and defects on the mechanical characteristics of laminated polymer composite. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 74-88. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-74-88

References

1. Feygenbaum Yu.M., Butushin S.V., Bozhevalov D.G., Sokolov Yu.S. Composite materials and history their introduction in aircraft structures. *Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation*. 2015. No. 7 (318). P. 24-37. (In Russ.)
2. Adkhamov A., Numonov A. Prospects for application of PCM in the automotive industry. *tecNika*. 2021. No. 1 (5). P. 8-13. (In Russ.). DOI: 10.24411/2181-0753/2021-100002
3. Kudritsky V.G. Composite materials for space friction units. *Polymer Materials and Technologies*. 2022. V. 8, no. 3. P. 82-88. (In Russ.). DOI: 10.32864/polymmattech-2022-8-3-82-88
4. Kablov E.N. Aviation materials science: achievements and prospects. *Vestnik Rossiyskoy Akademii Nauk*. 2002. V. 72, no. 1. P. 3-12. (In Russ.)
5. Pavlov S.I. CAE technologies in 2014: review of achievements and market analysis. *CAD/CAM/CAE Observer*. 2015. No. 4 (96). P. 25-35. (In Russ.)
6. Sidorina A.I., Safronov A.M., Kutsevich K.E., Klimenko O.N. Carbon fabrics for aircraft products. *Proceedings of VIAM*. 2020. No. 12 (94). P. 47-58. (In Russ.). DOI: 10.18577/2307-6046-2020-0-12-47-58
7. Assi A.L. Eksperimental'noe issledovanie vliyaniya vyreza na prochnost' kompozitnoy plastiny, armirovannoy biaksial'noy ugletkan'yu. *Sbornik trudov XXIV Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aerokosmicheskaya Tekhnika, Vysokie*

Tekhnologii i Innovatsii – 2023» (November, 15-17, 2023, Perm). Perm: Perm National Research Polytechnic University Publ., 2023. P. 26-27. (In Russ.)

8. Assi A.L., Boldyrev A.V. Razrabotka metodiki eksperimental'nogo issledovaniya prochnosti sloistogo ugleplastika s otverstiem pri rastyazhenii. *Sbornik trudov Vserossiyskoy molodezhnoy nauchnoy konferentsii s mezhdunarodnym uchastiem «XVII Korolevskie Chteniya»* (October, 3-5, 2023, Samara). V. 1. Samara: Samara University Publ., 2023. P. 144-145. (In Russ.)

9. Komarov V.A., Kishov E.A., Charkviani R.V., Pavlov A.A. Numerical and experimental study of the strength of fabric carbon-epoxy composite structures. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2015. V. 14, no. 2. P. 106-112. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-106-112

10. Mr. Sanxthosh Kumar. M, Dr. S.G. Gopala Krishna, Dr. Rajanna. S. Study on effect of thickness and fibre orientation on a tensile and flexural properties of a hybrid composite. *Journal of Engineering Research and Applications*. 2014. V. 4, Iss. 8. P. 56-66.

11. Vorobey V.V., Markin V.B. *Kontrol' kachestva izgotovleniya i tekhnologiya remonta kompozitnykh konstruksiy* [Manufacturing quality control and repair technology for composite structures]. Barnaul: OOO «MTs EOR» Publ., 2015. 310 p.

12. Carello M., Amirth N., Airale A.G., Monti M., Romeo A. Building block approach' for structural analysis of thermoplastic composite components for automotive applications. *Applied Composite Materials*. 2017. V. 24. P. 1309-1320. DOI: 10.1007/s10443-017-9592-x

13. Komarov V.A., Pavlov A.A., Pavlova S.A. Experimental and analytical determination of the elastic characteristics of layered woven composites. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 2. P. 65-79. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-2-65-79

14. GOST 25.601-80. Design calculation and strength testings. Methods of mechanical testing of polymeric composite materials test for tensile properties on plane specimens at normal, elevated and low temperatures. Moscow: Izdatel'stvo Standartov, 1980. 14 p. (In Russ.)

15. ASTM D3039/D3039M. Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials. ASTM International, 2017. 13 p.

16. GOST P 56810-2015. Polymer composites. Test method for flexural flat samples. Moscow: Standartinform Publ., 2016. 19 p. (In Russ.)

17. GOST 33375-2015. Polymer composites. Test method for open-hole tension testing of specimens. Moscow: Standartinform Publ., 2016. 7 p. (In Russ.)

18. ASTM D7137/D7137M-12. Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates. ASTM International, 2012. 16 p.

19. GOST 33495-2015. Polymer composites. Test method for compression after impact. Moscow: Standartinform Publ., 2015. 19 p. (In Russ.)

20. ASTM D790-17. Standard test methods for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials. ASTM International, 2017. 12 p.

21. Mitryaykin V.I., Bezzametnov O.N. Strength of multilayered plates with impact damage. *Uchenye Zapiski Kazanskogo Universiteta. Seriya Fiziko-Matematicheskie Nauki*. 2022. V. 164, no. 2-3. P. 206-220. (In Russ.). DOI: 10.26907/2541-7746.2022.2-3.206-220

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕМПФЕРА НА ОСНОВЕ МНОГОСЛОЙНОГО МАГНИТОРЕОЛОГИЧЕСКОГО ЭЛАСТОМЕРА

© 2024

А. М. Базиненков кандидат технических наук, доцент;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
ambazinenkov@bmstu.ru

А. К. Шагимуратова студент;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
alina_shagimuratova@icloud.com

И. В. Макеев инженер;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
vano656565@mail.ru

В. А. Бахарев студент;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
v.bakharev.wow@yandex.ru

В. В. Муханов аспирант;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
vovamuhanov1998@mail.ru

Представлена конструкция демпфера на основе многослойного магнитореологического эластомера, который обладает повышенной нагрузочной способностью (до 500 Н) и работает во всех режимах виброизоляции в зависимости от управляющего сигнала. Представлена конструкция системы охлаждения демпфера. Проведены вибрационные испытания демпфера и получены его амплитудно-частотные характеристики, представлены исследования переходных процессов перемещения демпфера при ступенчатом управляющем сигнале.

Вибрационная защита; виброизоляция; многослойный магнитореологический эластомер; актуатор; деформация; перемещение; амплитудно-частотная характеристика; переходный процесс

Цитирование: Базиненков А.М., Шагимуратова А.К., Макеев И.В., Бахарев В.А., Муханов В.В. Исследование характеристик демпфера на основе многослойного магнитореологического эластомера // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 89-99.
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-89-99

Введение

Вибрационная защита (виброзащита) – это совокупность средств и методов уменьшения вибрации, воспринимаемой защищаемыми объектами. Защищаемыми объектами могут быть находящиеся в зоне действия вибрации люди, управляющие машинами, обслуживающий персонал; здания или иные сооружения; машины, аппараты, приборы, детали, узлы, механизмы и устройства, входящие в состав машины, работа которой порождает вибрацию. Под виброизоляцией понимают наиболее распространенный метод виброзащиты технологических машин и оборудования, заключающийся в уменьшении передачи вибрации от источника возбуждения к защищаемому объекту при помощи устройств, помещаемых между ними (виброизоляторов) [1].

Магнитореологические (МР) материалы способны обратимо изменять форму, реологические и вязкоупругие свойства под воздействием внешнего магнитного поля, что позволяет не только использовать их в качестве рабочего тела механизма перемещений, но и виброизолятора. Очень широкое распространение получили МР эластомеры (МРЭ) и МР жидкости (МРЖ), которые уже давно и активно используются для пассивных виброизоляционных устройств [2]. МРЭ являются твердотельными аналогами МРЖ и состоят из магнитных частиц размером от 1 до 30 мкм, помещённых

в полимерную матрицу или гель с добавлением поверхностно-активных веществ (ПАВ). Композиты обладают упругими свойствами, и магнитные частицы не осаждаются в матрице, в отличие от МРЖ. Внешнее магнитное поле способно влиять на магнитные частицы МРЭ, что приводит к обратимому локальному изменению формы и реологических свойств этих материалов. Благодаря этому МРЭ нашли широкое применение в различных демпфирующих и виброизоляционных устройствах.

Демпфер на основе многослойного магнитореологического эластомера

Разработке эффективного устройства виброизоляции на основе МРЭ посвящено большое число научных работ, при этом объектом виброизоляции выступает как прецизионное оборудование, так и целые здания.

Кольцевая платформа с МРЭ призмами, представленная в [3], состоит из неподвижной и подвижной стальных пластин; МРЭ, расположенных между ними; электромагнитных катушек, охватывающих эластомеры и стальных сердечников. Расположение эластомерных элементов позволяет за счёт компрессионного сжатия МРЭ и большего количества демпфирующих элементов выдерживать значительную вертикальную нагрузку.

Ключевые элементы многослойного МРЭ изолятора [4] представляют собой многослойные изоляторы с чередующимися стальными и силиконовыми композитными слоями. Силиконовые слои – МРЭ, наполненные карбонильным железом с углеродными нанотрубками, чередующимися послойно в силиконе. Углеродные нанотрубки уменьшают инерционность системы и увеличивают устойчивость без значительного повышения её жёсткости. Управляющим фактором также является внешнее магнитное поле, изменяющее размеры и реологические свойства композитных элементов. В ряде работ, рассматривающих подобную конструкцию, нагрузочная способность таких устройств достигает 200 кг в зависимости от размеров демпфирующего элемента. Основной областью применения таких элементов является виброизоляция несущих конструкций мостов и зданий. Рассмотренные научные статьи и патенты рассматривают многослойные структуры демпферов при горизонтально направленных вибрационных возмущениях, которые характерны для землетрясений, и ни в одной работе не рассмотрена деформация многослойной структуры под действием внешнего магнитного поля. Обосновать это можно тем, что вертикальные микрометровые и нанометровые перемещения не значимы в массивных конструкциях, поскольку предполагаемая амплитуда природных колебаний при землетрясениях и других стихийных воздействиях достигает десятков миллиметров. Кроме того, при незначительном вертикальном сжатии структура МРЭ может выдерживать большую нагрузку точного технологического оборудования – прецизионных станков, вакуумных камер, микроскопов атомарного разрешения.

Активная резинометаллическая опора [5] представляет собой адаптивную опору для транспортных мостов и по габаритам совпадает с часто используемой пассивной резинометаллической опорой. Каждый демпфер такой платформы состоит из чередующихся слоёв МРЭ и стальных листов, а сама платформа содержит четыре стойки, сформированные катушками индуктивности со стальными сердечниками, МРЭ и двумя плитами: неподвижной плитой-основанием и верхней подвижной. Кроме того, МРЭ являются еще и чувствительными элементами, регистрирующими степень нагружения платформы за счёт изменения их резистивных свойств вследствие приложения переменной вертикальной нагрузки. Достаточная для измерения сопротивления электрическая проводимость эластомеров достигается за счёт добавления в состав МРЭ частиц углерода.

Гибридный слоистый МРЭ демпфер [6] не отличается по общему принципу работы и устройству от других многослойных демпфирующих элементов, но имеет дополнительные постоянные магниты с осевой намагниченностью, которые позволяют за счет своей остаточной намагниченности управлять увеличением и уменьшением свойств структуры, а не только односторонне изменять их, как в предыдущих вариантах, а также управлять растяжением и сжатием в прямом и обратном направлении.

Объектом исследований в настоящей работе является демпфер повышенной грузоподъёмности на основе многослойного МРЭ (рис. 1), разработанный в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Он состоит из основания 4, крышки 6, корпуса 2, обмотки катушки индуктивности 1, каркаса катушки 7, многослойного МР композита (МРЭ) 5 и магнита 3. В конструкции демпфера используется многослойный МРЭ, который представляет собой чередующиеся слои дисков из МРЭ и стальных дисков из магнитомягкого материала (в данном случае Сталь 20). Многослойный МРЭ, который обеспечивает структуре дополнительную жёсткость, уменьшает потери магнитного потока, тем самым увеличивая его эффективность [7].

Демпфер может работать во всех трёх режимах виброизоляции: пассивном, полупассивном, активном.

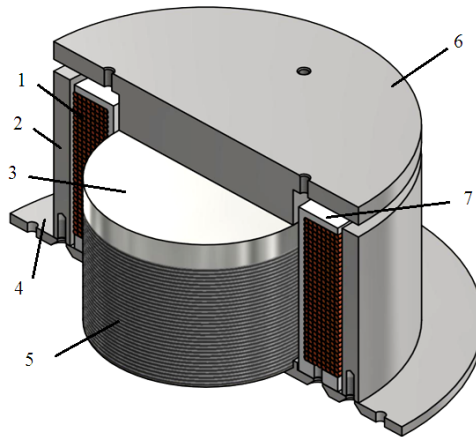


Рис. 1. Демпфер на основе многослойного магнитоэластического эластомера:
 1 – катушка индуктивности; 2 – корпус; 3 – постоянный магнит; 4 – основание;
 5 – МРЭ композит; 6 – крышка; 7 – каркас катушки

На катушку индуктивности подаётся управляющий ток, магнитный поток пронизывает магнитопровод (броневой сердечник), ось симметрии катушки и многослойный МР композит (МРЭ). Характеристики МР композита изменяются в зависимости от силы управляющего тока, а композит упруго сжимается в направлении середины оси катушки или упруго восстанавливает свою форму. Постоянный магнит держит МР композит в поджатом состоянии.

В табл. 1 представлены технические характеристики конструкции МР демпфера.

Таблица 1. Технические характеристики МР демпфера

Параметр	Значение
Нагрузочная способность	до 50 кг
Рабочий ток на катушке	от 0 до 2 А
Погрешность позиционирования	1 мкм
Диапазон деформаций композита	от 0 до 2 мм

При работе демпфера на высоких токах (более 1,5 А) продолжительное время происходит нагрев катушки и, соответственно, самого демпфера. Из-за этого есть риск перегрева катушки и дрейф её характеристик, потеря магнитных свойств постоянным магнитом и расплавления лаковой изоляции медного провода обмотки катушки с последующим выходом из строя устройства из-за отказа функционирования.

Для решения задачи снижения нагрева в работе предложено добавить в конструкцию систему охлаждения, которая не будет иметь движущихся элементов и вызывать дополнительных вибраций. Выбрана система охлаждения на основе тепловых трубок, так как они компактные и не создают дополнительных вибраций и радиатора, который повышает эффективность рассеивания тепла.

Предлагаемый в работе демпфер на основе многослойного МРЭ (рис. 2) состоит из нижнего фланца 2, корпуса 3, верхнего фланца 1, обмотки катушки 9, каркаса катушки 4, многослойного МР композита 5, магнита 6, восьми тепловых трубок 8 и радиатора 7.

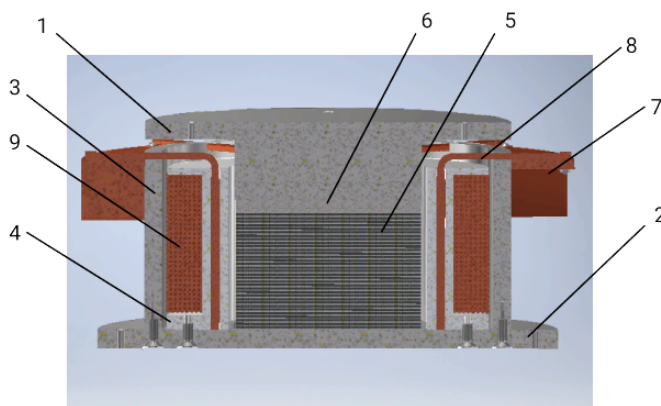


Рис. 2. Демпфер на основе многослойного магнитоэластического эластомера с системой охлаждения:

1 – верхний фланец; 2 – нижний фланец; 3 – корпус; 4 – каркас катушки; 5 – МРЭ композит; 6 – магнит; 7 – радиатор; 8 – тепловая трубка; 9 – катушка

Демпферы устанавливаются на платформу виброизоляции. Платформа (рис. 3) состоит из верхней подвижной плиты 1, нижней неподвижной плиты 3, гранитного основания 4, четырёх демпферов на основе многослойного МРЭ 2, датчиков виброускорения 5. Характеристики платформы представлены в табл. 2.

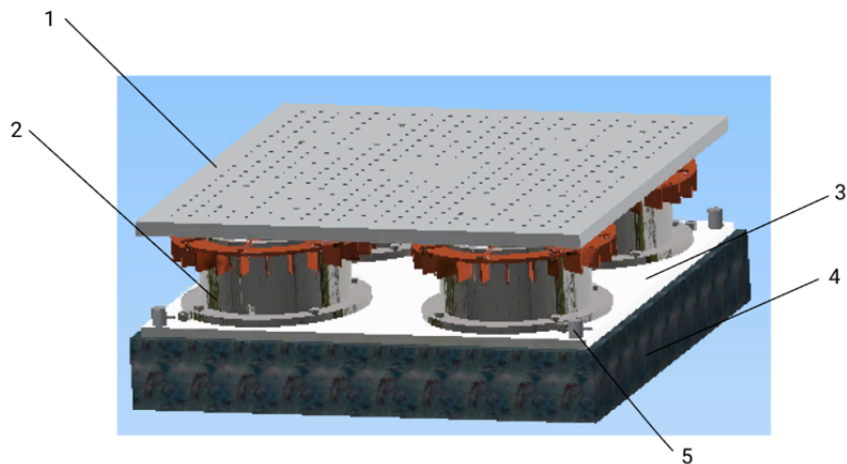


Рис. 3. Разрабатываемая модель платформы:

1 – верхняя плита; 2 – демпфер; 3 – нижняя плита; 4 – гранитное основание; 5 – датчики виброускорения

Внешние вибрации передаются к гранитному основанию, где поглощается часть вибраций. Оставшиеся вибрации передаются на композитный МРЭ, где часть вибраций пассивно гасится за счёт вязкостно-упругих свойств силиконовой матрицы. Вертикальные вибрации регистрируются акселерометрическими датчиками и передаются в виде аналогового сигнала в блок управления, который задаёт управляющий ток, подаваемый на катушки МРЭ демпферов. Управляющий ток создаёт колебания в контуре, возбуждающие магнитное поле вокруг катушки, которое в зависимости от своего направления втягивает или отталкивает постоянный магнит, установленный на МРЭ композите, и перемещает подвижную часть демпфера, а, следовательно, верхнюю плиту платформы.

Таблица 2. Технические характеристики платформы виброизоляции

Техническая характеристика	Значение
Нагрузочная способность	до 200 кг
Рабочий ток	от 1 до 2 А
Погрешность позиционирования	1 мкм
Диапазон перемещений	от 1 до 2 мм
Активная виброизоляция	от 5 до 100 Гц
Пассивная виброизоляция	выше 100 Гц

Исследование переходных процессов перемещения подвижной части демпфера при ступенчатом управляющем сигнале в активном режиме виброизоляции

Активный режим работы демпфера подразумевает минимальное время отклика системы для возможности работы на высоких частотах возмущающих воздействий. Параметры переходного процесса – совершаемое перемещение, перерегулирование и постоянная времени оказывают решающее влияние на быстродействие устройства.

Для проведения данного исследования был применён экспериментальный стенд на основе ёмкостного датчика положения (рис. 4).

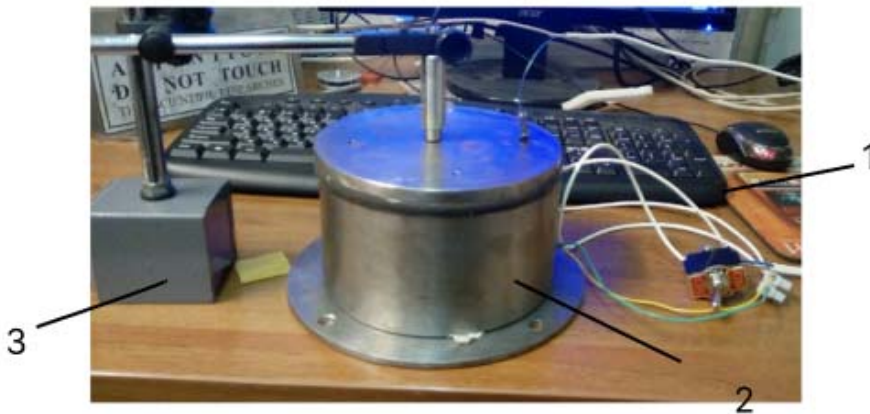


Рис. 4. Экспериментальный стенд для исследования зависимости перемещения верхней крышки от величины тока в катушке:
1 – персональный компьютер; 2 – демпфер; 3 – датчик положения

Экспериментальный стенд состоит из демпфера на основе многослойного МРЭ 2 с ёмкостным датчиком положения DL6220 3 и измерительной системой сараNCDT6200, переключателя трёхпозиционного с ручным управлением для смены полярности подключения катушки к блоку питания, лабораторного блока питания 30 В и персонального компьютера 1.

Методика проведения исследования: катушка демпфера в начальный момент не соединена с лабораторным блоком питания, далее на лабораторном блоке питания выставляется требуемое значение напряжения и включается режим записи данных, переключателем катушка подключается к блоку питания прямой полярностью и после выдержки 5 с. отключается, после второй выдержки 5 с. подключается обратной полярностью и выдерживается 5 с. Эксперимент повторяется для интервала напряжения от 0 до 30 В, с шагом 5 В.

В результате исследований были получены графики переходных процессов перемещения подвижного фланца демпфера в активном режиме при ступенчатом входном сигнале (рис. 5).

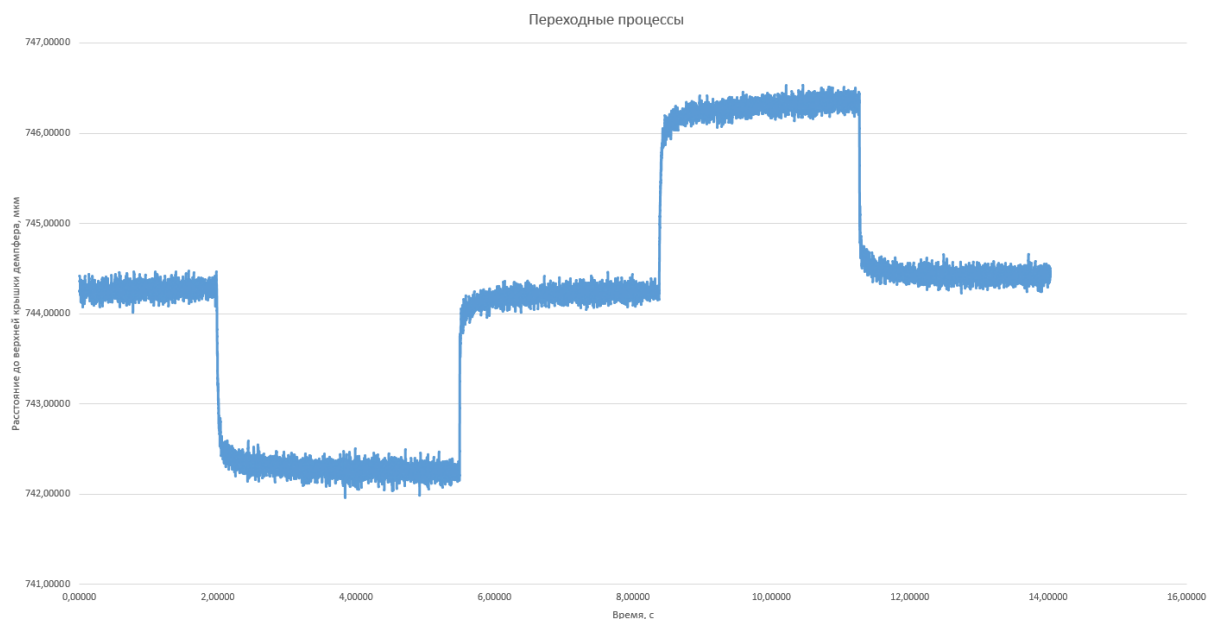


Рис. 5. Переходные процессы при напряжении 5 вольт

Параметры переходных процессов для двух полярностей напряжения на полюсах катушки от 5 до 30 В представлены в табл. 3.

Таблица 3. Параметры переходных процессов

Напряжение, В	Полярность 1 (вверх)		Полярность 2 (вниз)	
	Перемещение, мкм	Постоянная времени, с.	Перемещение, мкм	Постоянная времени, с.
5	1,90	0,12	1,98	0,22
10	3,97	0,31	4,18	0,56
15	6,18	0,44	6,38	0,55
20	8,35	0,63	8,60	0,68
25	10,43	0,49	10,80	0,42
30	12,41	0,82	13,39	0,65

Полученные значения перемещений незначительно (до 10%) отличаются друг от друга. Постоянные времени не превышают 1 с., что достаточно для работы устройства в полуактивном режиме, а также для работы устройства на низких частотах ниже диапазона от 1 до 10 Гц, где замечена низкая эффективность работы промышленных систем. И данный показатель крайне низок для эффективной работы в активном режиме на высоких частотах более 10 Гц.

Низкое быстродействие связано с дефектами при изготовлении многослойной структуры полимера и может быть существенно улучшено совершенствованием технологии изготовления структуры и введением операции дегазации полимера в вакууме в процессе полимеризации.

Вибрационные испытания демпфера на основе многослойного магнитореологического эластомера

Важным параметром для устройства виброизоляции является собственная резонансная частота и его амплитудно-частотная характеристика. Значение резонансной частоты будет определять диапазон эффективной работы демпфера без управляющего сигнала в пассивном режиме.

Экспериментальный стенд представляет собой вибрационную электродинамическую машину (Data Physics Vibrator V300), на которой с помощью переходной оснастки закреплён испытуемый демпфер (рис. 6). Два датчика виброускорений, установленные на верхнем фланце демпфера и его основании, закреплены с помощью термоформуемого воска.



Рис. 6. Экспериментальный стенд для исследования собственной частоты демпфера

Методика проведения исследования заключается в следующем. Включается управляющая программа, в которой задаются параметры проведения эксперимента: частотный диапазон от 5 до 500 Гц и фиксированная амплитуда виброперемещений 0,1 мм. Далее запускается управляющая программа, по выполнению которой данные о величине виброускорения с двух датчиков экспортируются в текстовый файл.

В результате выполнения эксперимента и обработки результатов был получен график зависимости коэффициента передачи амплитуды вибраций (виброускорения) от частоты внешних вибрационных возмущающих воздействий (рис. 7).

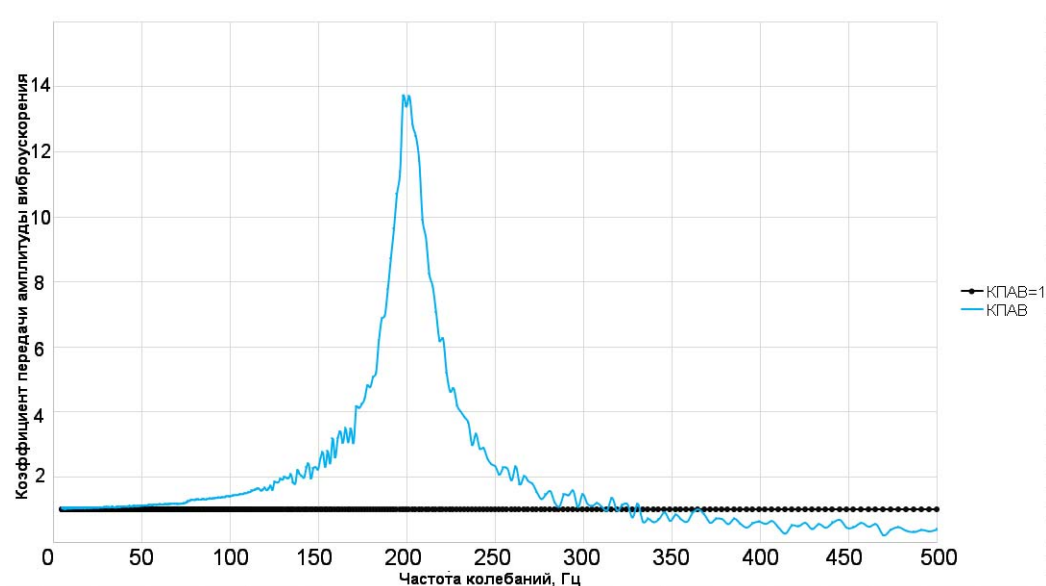


Рис. 7. Амплитудно-частотная характеристика демпфера на основе многослойного магнитореологического эластомера

Анализируя график, можно сделать вывод о том, что резонансная частота демпфера составляет 200 ± 5 Гц. При этой частоте максимальный коэффициент передачи амплитуды вибраций (КПАВ) равен 13,71, а эффективное демпфирование колебаний в пассивном режиме начинается с частоты 370 Гц. Резонансная полоса частот обнаружена в диапазоне от 0 Гц до 325 Гц, диапазон КПАВ при этом от 0 до 13,71.

В качестве эксперимента для ограничения амплитуды колебаний и повышения жёсткости между верхним фланцем и корпусом демпфера было установлено кольцевое уплотнение из МРЭ, что придало системе дополнительную жёсткость и ограничило его перемещения. Амплитудно-частотная характеристика системы с уплотнением представлена на рис. 8.

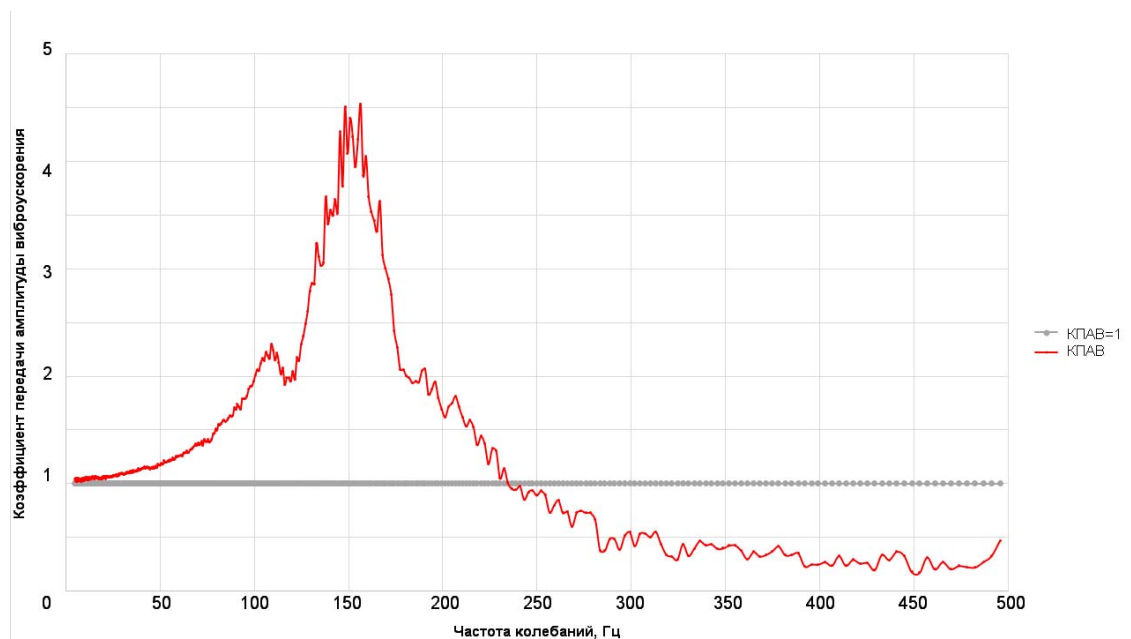


Рис. 8. Амплитудно-частотная характеристика системы с уплотнением из магнитореологического эластомера

Резонансная частота системы сместилась в область низких частот и составила 150 ± 5 Гц, при этом коэффициент передачи амплитуды вибраций (КПАВ) достиг 4,5, а эффективное демпфирование колебаний осуществлялось с частоты 250 Гц. Резонансное значение КПАВ значительно уменьшилось, однако вследствие добавления ещё одного упругого элемента и возникновения двух дополнительных стыков появилась ещё одна резонансная частота 110 ± 5 Гц.

По графикам можно наблюдать значительные электрические шумы, которые, тем не менее, не оказали влияние на характер кривых и качество экспериментов.

Значения КПАВ в широком диапазоне превышают 1. Это является следствием того, что все вибрационные испытания в работе проводились без имитации нагрузки на верхний фланец от объекта виброизоляции. Из-за большой жёсткости и малой массы верхнего фланца при малой инерционности подвижной части на резонансных частотах наблюдается резкое и многократное увеличение КПАВ. Решить эту задачу можно созданием оснастки и установкой груза весом от 10 до 30 кг на верхний фланец, что значительно сдвинет резонанс в область низких частот и будет соответствовать реальным условиям эксплуатации демпфера.

Выводы

Наиболее эффективным методом вибрационной защиты оборудования является виброизоляция за счет разрыва физической связи между источником и объектом. Существующие коммерческие системы виброизоляции, как правило, способны работать только в одном из режимов виброизоляции: пассивном, активном или полупассивном и недостаточно эффективны на низких частотах внешних вибрационных возмущений.

Представленная в работе система виброизоляции на основе магнитореологического эластомера способна совмещать работу в нескольких режимах виброизоляции, за счет уникального свойства магнитореологического эластомера изменять свои реологические свойства под действием внешнего магнитного поля.

Предложенная система охлаждения магнитореологического демпфера способна отвести 100 Вт тепла при работе устройства на предельных управляющих токах до 2 А.

Время переходного процесса демпфера при работе в активном режиме на управляющем напряжении 30 В составляет до 800 мс и связано с естественными эффектами релаксации напряжений в структуре магнитореологического эластомера, а также с дефектами при изготовлении многослойной структуры полимера и может быть существенно улучшено совершенствованием технологии изготовления структуры и введением дополнительных операций в технологический процесс изготовления многослойной структуры.

Вибрационные испытания разработанной конструкции магнитореологического демпфера показали, что резонансная частота устройства составляет 150 ± 5 Гц или 200 ± 5 Гц в зависимости от его модификации, а КПАВ при резонансе варьируется от 4 до 14 единиц.

Заключение

Разработанная пассивная система охлаждения магнитореологического демпфера на основе тепловых трубок и радиатора позволила уменьшить перегрев катушки демпфера при работе на высоких токах до 2 А.

Исследованы характеристики демпфера, переходные процессы при работе в активном режиме на ступенчатых управляющих сигналах и амплитудно-частотные характеристики для двух модификаций устройства, на основе которых сделан вывод об эффективности предлагаемой системы.

Библиографический список

1. Вибрации в технике: справочник в 6 т. Т. 6. Защита от вибраций и ударов / под ред. К.В. Фролова. М.: Машиностроение, 1981. 456 с.
2. Шульман З.П., Кордонский В.И. Магнитореологический эффект. Минск: Наука и техника, 1982. 184 с.
3. Kavlicoglu B.M., Liu Y., Sahin H., Wallis B. Soft matrix magnetorheological mounts for shock and vibration isolation: US patent № 8820492. Publ. 02.09.2014.
4. Sun L., Sun H., Li R. Semi-active isolators based on magnetorheological nanocomposites: US patent № 9581214. Publ. 25.12.2014
5. Behrooz M., Yarra S., Mar D., Pinuelas N., Muzinich B., Publicover N.G., Pekcan G., Itani A., Gordaninejad F. A self-sensing magnetorheological elastomer-based adaptive bridge bearing with a wireless data monitoring system // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. 2016. V. 9803. DOI: 10.1117/12.2218691

6. Deng H.X., Gong X.L. Adaptive tuned vibration absorber based on magnetorheological elastomer // *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. 2007. V. 18, Iss. 12. P. 1205-1210. DOI: 10.1177/1045389X07083128

7. Bazinenkov A.M., Makeev I.V., Rotari A.P., Ivanova D.A. Estimation of the position error of the magnetorheological elastomers active vibration control platform for precision vacuum equipment // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018. V. 387. DOI: 10.1088/1757-899X/387/1/012006

INVESTIGATION OF A MULTILAYER MAGNETORHEOLOGICAL ELASTOMER DAMPER CHARACTERISTICS

© 2024

A. M. Bazinenkov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
ambazinenkov@bmstu.ru

A. K. Shagimuratova Student;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
alina_shagimuratova@icloud.com

I. V. Makeev Engineer;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
vano656565@mail.ru

V. A. Bakharev Student;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
v.bakharev.wow@yandex.ru

V. V. Mukhanov Postgraduate Student;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
vovamuhanov1998@mail.ru

The paper presents the design of a damper based on a multilayer magnetorheological elastomer that has high load capacity, up to 500 N. The damper is able to operate in all vibration control modes, depending on its control signal. The damper cooling system is presented. Vibration tests were carried out and the damper amplitude-frequency characteristics were obtained. The transition process of damper displacement with a control step signal was analyzed.

Vibration protection; vibration isolation; multilayer magnetorheological elastomer; actuator; deformation; displacement; amplitude-frequency response; transition process

Citation: Bazinenkov A.M., Shagimuratova A.K., Makeev I.V., Bakharev V.A., Mukhanov V.V. Investigation of a multilayer magnetorheological elastomer damper characteristics. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 89-99. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-89-99

References

1. *Vibratsii v tekhnike: spravochnik v 6 t. T. 6. Zashchita ot vibratsiy i udarov / pod red. K.V. Frolova* [Vibration and shock protection]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 456 p.

2. Shul'man Z.P., Kordonskiy V.I. *Magnitoreologicheskiy effekt* [Magnetorheological effect]. Minsk: Nauka i Tekhnika Publ., 1982. 184 p.

3. Kavlicoglu B.M., Liu Y., Sahin H., Wallis B. Soft matrix magnetorheological mounts for shock and vibration isolation: US patent no. 8820492. Publ. 02.09.2014.

4. Sun L., Sun H., Li R. Semi-active isolators based on magnetorheological nanocomposites: US patent no. 9581214. Publ. 25.12.2014

5. Behrooz M., Yarra S., Mar D., Pinuelas N., Muzinich B., Publicover N.G., Pekcan G., Itani A., Gordaninejad F. A self-sensing magnetorheological elastomer-based

adaptive bridge bearing with a wireless data monitoring system. *Proceedings of SPIE – The International Society for Optical Engineering*. 2016. V. 9803. DOI: 10.1117/12.2218691

6. Deng H.X., Gong X.L. Adaptive tuned vibration absorber based on magnetorheological elastomer. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. 2007. V. 18, Iss. 12. P. 1205-1210. DOI: 10.1177/1045389X07083128

7. Bazinenkov A.M., Makeev I.V., Rotari A.P., Ivanova D.A. Estimation of the position error of the magnetorheological elastomers active vibration control platform for precision vacuum equipment. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018. V. 387. DOI: 10.1088/1757-899X/387/1/012006

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ЛЁГКИХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МЕТАЛЛОВ МЕТОДОМ ПОЛУЧЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ УСТАЛОСТИ

© 2024

Р. А. Заляев аспирант кафедры космического машиностроения
имени генерального конструктора Д.И. Козлова;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
zalyaefruslann@gmail.com

В. А. Кирпичёв профессор кафедры космического машиностроения
имени генерального конструктора Д. И. Козлова;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
dean_fla@mail.ru

Рассматривается разработанный авторами численный метод, заключающийся в получении трёхмерной поверхности усталости детали по результатам экспериментов, соответствующих двум-четырёх значениям эксплуатационного фактора, позволяющий получить график зависимости изменения предела выносливости детали от воздействия конкретного параметра. Приведено описание алгоритма разработанного метода, подтверждена его достоверность, проверено хорошее совпадение метода со сторонними эмпирическими данными при других величинах эксплуатационных параметров. Построена модель поверхности усталости, уточняющая расчёт на прочность элементов летательных аппаратов, работающих в разреженной атмосфере (например, моторные отсеки космических комплексов и верхних блоков ракет-носителей) и, как следствие, позволяющая оптимизировать их конструктивное совершенство.

Лёгкие конструкционные металлы; вакуум; воздействие агрессивных сред; предел выносливости; поверхность усталости; цикл нагружения; адекватность модели

Цитирование: Заляев Р.А., Кирпичёв В.А. Определение предела выносливости деталей из лёгких конструкционных металлов методом получения поверхности усталости // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 100-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-100-108

Введение

Одним из существенных недостатков лабораторных исследований, посвящённых оценке влияния отдельно взятых факторов (атмосферное давление, вакуум, воздействие агрессивных сред и т.п.) на сопротивление усталости деталей из лёгких металлов и сплавов, используемых в аэрокосмической промышленности, является то, что испытания на усталость проводятся для конкретного дискретного значения числа циклов, принимаемого за базу испытаний N_0 . Реже проводятся аналогичные испытания для нескольких уровней N_0 .

В научной литературе можно также встретить экспериментальные данные изменения амплитуды цикла напряжений от продолжительности испытаний на усталость.

В силу сложности динамических испытаний как во временном, так и в материально-техническом отношении при планировании эксперимента зачастую ограничиваются 2-3 значениями параметра, эффект которого на выносливость объекта предполагается подвергнуть анализу.

Получаемые в итоге эмпирические точечные зависимости не позволяют в полной мере описать характер динамического поведения конструкции в ситуации, когда значение того или иного фактора перемененно в широком диапазоне. Вследствие этого приме-

нение таких опытных результатов для дальнейшей разработки расчётных методик затруднительно.

Настоящая работа ставит целью предложить решение указанной проблемы в форме метода получения поверхности усталости, основанного на численном алгоритме.

Алгоритм метода

Для достижения указанной цели был разработан метод получения поверхности усталости образца по имеющимся экспериментальным значениям амплитудного напряжения σ_a как функции количества циклов нагружения $\lg N$, используя которую можно получить значения предела выносливости при любом количестве циклов нагружения. На рис. 1 приведена блок-схема алгоритма метода, описываемого далее.

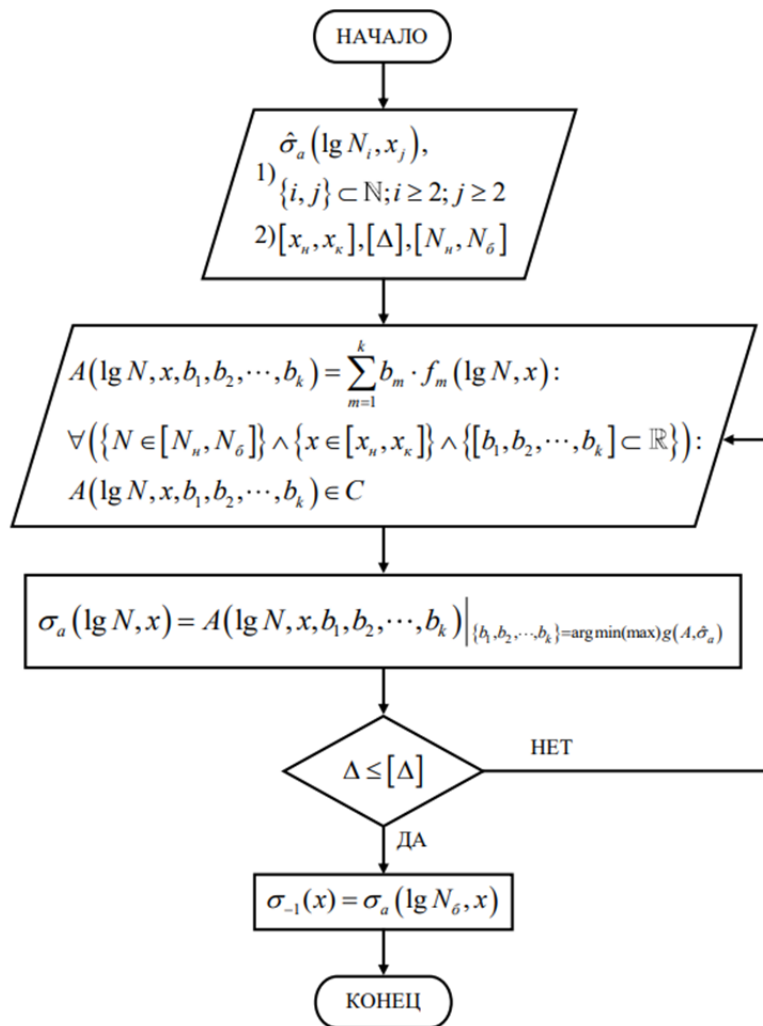


Рис. 1. Блок-схема алгоритма предлагаемого метода

Предположим, при асимметрии цикла нагружения $R = -1$ были проведены усталостные испытания, целью которых принималось выявить зависимость предела выносливости σ_{-1} от фактора x . Реализация алгоритма предполагает следующие шаги.

1. Ввод выходных данных эксперимента – набора точек, представляемого в трёхмерном пространстве координат σ_a (амплитудное напряжение, МПа), $\lg N$ (N – коли-

чество циклов нагружения) и x как дискретная функция $\hat{\sigma}_a(\lg N_i, x_j)$, причём число j мало для описания искомой зависимости.

2. Ввод границ рассматриваемого отрезка значений фактора $[x_n, x_k]$, величины допустимой относительной ошибки $[\Delta]$, начального рассматриваемого количества циклов N_n , а также базы испытаний N_0 (руководствуясь ГОСТ 25.502-79).

3. Ввод непрерывной функции $A(\lg N, x, b_1, b_2, \dots, b_k)$ с неизвестными коэффициентами b_1, b_2, \dots, b_k , предлагаемой в качестве конфигурации для зависимости $\sigma_a(\lg N, x)$. Данный этап в реализации алгоритма является самым важным и одновременно требует определённого опыта, поскольку выбор характера приближённой зависимости напрямую влияет на результат анализа.

4. С использованием одного из методов регрессионного анализа (например, метода наименьших квадратов [1]) строится целевая функция $g(A, \hat{\sigma}_a)$, позволяющего оценить точность аппроксимации дискретной функции $\hat{\sigma}_a(\lg N_i, x_j)$ непрерывной зависимостью $A(\lg N, x, b_1, b_2, \dots, b_k)$. Далее решается задача оптимизации с нахождением коэффициентов b_1, b_2, \dots, b_k ;

5. Вычисляется относительная погрешность аппроксимации по формуле [2]:

$$\Delta = \sum \frac{|\hat{\sigma}_a - \sigma_a|}{\hat{\sigma}_a} \cdot 100\%, \quad (1)$$

после чего она сравнивается с допускаемой величиной $[\Delta]$. В случае невыполнения указанного в блок-схеме условия процесс возвращается к шагу 3.

6. Осуществляется проверка адекватности модели (асимптотичность, монотонность либо немонотонность, наличие или отсутствие экстремумов, сравнение с другими эмпирическими данными).

7. После прохождения проверок имеем аппроксимирующую функцию двух переменных $\sigma_a(\lg N, x)$, которая в пространстве представляет собой некую поверхность. По аналогии с термином «кривая усталости» [3] предложено ввести для неё понятие «поверхность усталости», а настоящий метод назвать методом получения поверхности усталости. Искомая зависимость $\sigma_{-1}(x)$ находится срезом поверхности усталости $\sigma_a(\lg N, x)$ по заданной на шаге 2 базе испытаний N_0 .

Реализация алгоритма

Рассмотрим указанную проблему на примере конкретного фактора – давления атмосферы, окружающей летательный аппарат. Его влияние особенно актуально для верхних ступеней ракет-носителей, а также изделий космической техники, работающих непосредственно в разреженных слоях атмосферы. Представляют интерес хвостовые (моторные) отсеки блоков ракет-носителей, подвергаемые пульсациям тяги, а также иные корпусные элементы, сталкивающиеся с неконтролируемыми колебаниями (флаттером) ввиду аэроупругости (в том числе в менее плотной атмосфере), поскольку запас прочности, традиционно вычисляемый для них при нормальных условиях, на практике

оказывается заниженным, а сама конструкция – перетяжелённой. Отметим, что в упомянутых конструкциях находят применение именно лёгкие цветные металлы и сплавы.

Проверка достоверности разработанного метода получения поверхности усталости, а также определение влияния давления атмосферы (от нормального до вакуума) на величину предела выносливости осуществлялась с использованием опытной зависимости амплитуды напряжений от числа циклов испытаний на усталость, опубликованной в работе [4]. В указанной работе испытанию на усталость при консольном поперечном изгибе подвергались образцы из титанового сплава ВТ 1-00 с концентратором глубиной 2 мм и радиусом впадины 0,5 мм (рис. 2). Зависимость амплитуды напряжений от числа циклов испытаний на усталость представлена на рис. 3 [4].

Операции, соответствующие шагам предлагаемого алгоритма, производились в математическом пакете «Wolfram Mathematica» [5]. В качестве характерного параметра выбрана степень разреженности атмосферы, вычисляемая по формуле

$$x = \lg \frac{p_0}{p}, \quad (2)$$

где $p_0 = 1,01325 \cdot 10^5$ Па – давление воздуха на уровне моря по ГОСТ 4401-81; p – давление окружающей среды при усталостных испытаниях, Па.

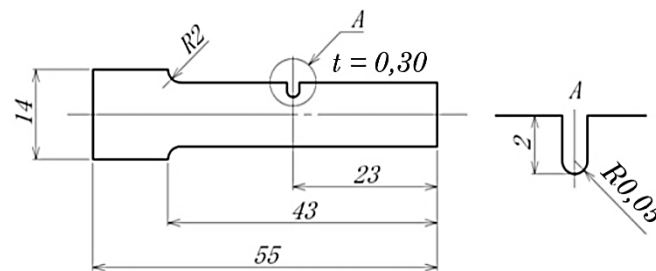


Рис. 2. Форма и размеры образца для испытаний на усталость [4]

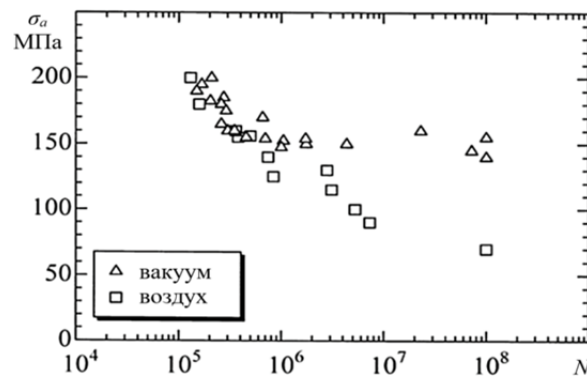


Рис. 3. Зависимость амплитуды напряжений от числа циклов испытаний на усталость [4]

1. Лабораторные исследования в работе [4] охватывали 2 случая циклического нагружения: в условиях атмосферного давления у поверхности Земли и при значении вакуума, соответствующего $p = 1,3 \cdot 10^{-3}$ Па. Таким образом, при вводе дискретного набора $\hat{\sigma}_a (\lg N_i, x_j)$ имеем:

$$j = 2 \rightarrow \begin{cases} x_1 = 0 \\ x_2 = 7,892, \end{cases} \quad (3)$$

что явно недостаточно для выявления интересующей зависимости $\sigma_{-1} \left(\lg \frac{p_0}{p} \right)$.

2. С учётом деления глубины вакуума по степеням согласно ГОСТ 5197-85 заданы границы отрезка

$$[x_n; x_k] = [0; 8].$$

Допустимая относительная ошибка выбрана на уровне $[\Delta] = 5\%$, начальное рассматриваемое число циклов $N_n = 10^5$, база испытаний в соответствии с ГОСТ 25.502-79 $N_o = 10^8$ циклов.

3. В качестве составляющих $f_m(\lg N, x)$ для $A(\lg N, x, b_1, b_2, \dots, b_k)$ предложено использовать комбинации указанных независимых переменных не выше II порядка, причём очевидно, что условие непрерывности их результирующей, приведённое в блок-схеме алгоритма на рис. 1, выполняется априори. Эти составляющие задаются следующим образом:

$$f_m = \begin{cases} 1, m = 1 \\ \lg N, m = 2 \\ x, m = 3 \\ x \lg N, m = 4 \\ x^2, m = 5 \\ \lg^2 N, m = 6. \end{cases} \quad (4)$$

4. Для реализации шага 4 в пакете «Wolfram Mathematica» предусмотрена команда «Fit», базирующаяся на методе наименьших квадратов [1]. То есть, целевая функция

$$g(\hat{\sigma}_a, A) = \sum \left[\hat{\sigma}_a(\lg N_i, x_j) - A(\lg N_i, x_j, b_1, b_2, \dots, b_k) \right]^2 \rightarrow \min_{b_1, b_2, \dots, b_k}. \quad (5)$$

После решения поставленной задачи оптимизации в математическом пакете системным методом внутренней точки [6] были получены значения коэффициентов:

$$b_m = \begin{cases} 897,9; m = 1 \\ -199,6; m = 2 \\ -9,111; m = 3 \\ 3,515; m = 4 \\ -1,154; m = 5 \\ 12,05; m = 6. \end{cases} \quad (6)$$

5. Относительная погрешность аппроксимации составила порядка 4,7%, что меньше заявленного на шаге 2 допустимого порога. Полученное значение погрешности аппроксимации говорит о том, что проверка пройдена.

6. Визуализация полученной поверхности усталости показана на рис. 4. Сформулируем аргументы в подтверждение адекватности предложенной модели в рассматриваемом диапазоне.

Во-первых, поверхность является гладкой, отсутствуют какие-либо флуктуации и/или резкие перепады в значениях функции $\sigma_a \left(\lg N, \lg \frac{P_0}{P} \right)$.

Во-вторых, для любого сечения поверхности плоскостью $x = \text{const}$ сохраняется традиционный вид кривой усталости [1], то есть

$$\forall \left(\left\{ \lg \frac{P_0}{P} \in [0; 8] \right\} \wedge \left\{ \lg N \in [5; 8] \right\} \right) : \frac{\partial \sigma_a \left(\lg N, \lg \frac{P_0}{P} \right)}{\partial \lg N} < 0. \quad (7)$$

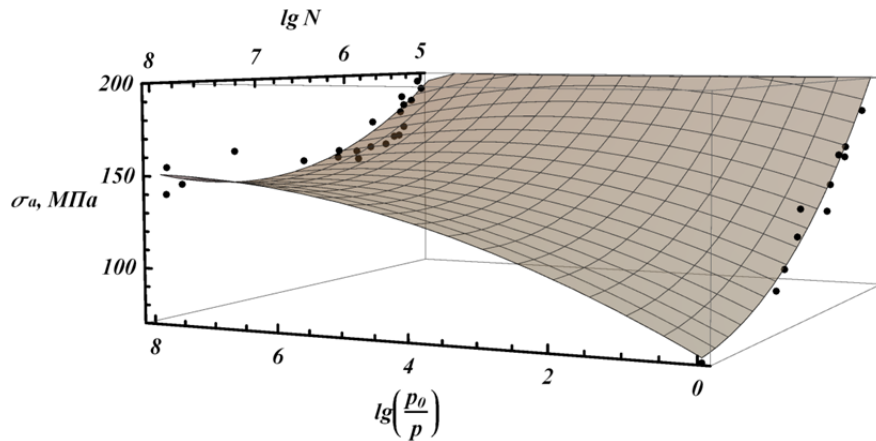


Рис. 4. Поверхность усталости

В-третьих, на любом срезе поверхности плоскостью $\lg N = \text{const}$ с возрастанием степени вакуума темпы изменения динамических свойств объекта исследования замедляются, что отвечает физическому смыслу происходящих процессов, то есть

$$\forall \left(\left\{ \lg \frac{P_0}{P} \in [0; 8] \right\} \wedge \left\{ \lg N \in [5; 8] \right\} \right) : \frac{\partial^2 \sigma_a \left(\lg N, \lg \frac{P_0}{P} \right)}{\partial \lg^2 \frac{P_0}{P}} < 0. \quad (8)$$

В-четвёртых, в любом разрезе поверхности усталости плоскостью $\lg N = \text{const}$ наблюдается увеличение сопротивляемости объекта усталости с разрежением окружающей атмосферы. Следовательно,

$$\forall \left(\left\{ \lg \frac{P_0}{P} \in [0; 8] \right\} \wedge \left\{ \lg N \in [5; 8] \right\} \right) : \frac{\partial \sigma_a \left(\lg N, \lg \frac{P_0}{P} \right)}{\partial \lg \frac{P_0}{P}} > 0. \quad (9)$$

Адекватность разработанного метода получения поверхности усталости была проверена на основе экспериментальных данных работы [7], где представлены итоги лабораторных испытаний титановых образцов из сплава ВТ1-00 на усталость в атмосфере аргона.

При давлении аргона $p = 9,464 \cdot 10^2 \text{ Па} \Rightarrow \lg \frac{p_0}{p} = 2,030$ экспериментально полученное значение предела выносливости составило $\sigma_{-1} = 102 \text{ МПа}$.

Аппроксимирующее значение на поверхности усталости составило $\sigma_{-1}(2,030) = \sigma_a(8; 2,030) = 106,1 \text{ МПа}$. При сравнении эмпирического предела выносливости с моделируемым соответствующая относительная ошибка составила около 4%, что является достаточно малой погрешностью – численная модель хорошо коррелирует с результатом эксперимента [7].

7. Таким образом, результаты аппроксимации подтвердили адекватность предлагаемого подхода. График искомой зависимости предела выносливости титановых образцов от степени вакуума $\sigma_{-1}(x)$ показан на рис. 5, где сплошной линией представлена зависимость предела выносливости образца из титанового сплава, соответствующая базе испытаний для $N_0 = 10^8$ циклов. Имея поверхность усталости образца, можно получить серию кривых усталости для различных значений баз испытаний.

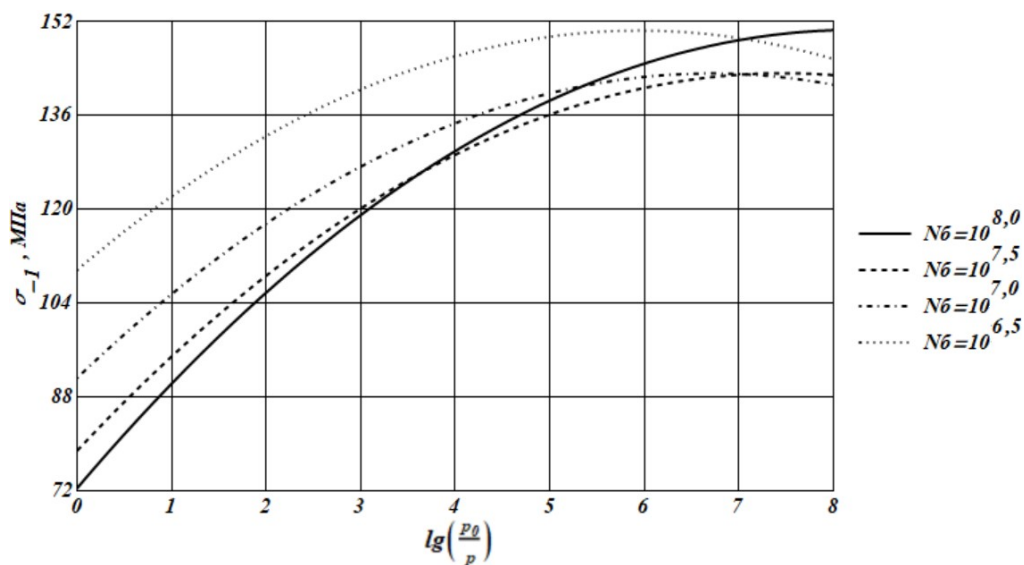


Рис. 5. Предел выносливости титановых образцов в зависимости от степени вакуума для различных баз испытаний

Можно видеть, что модель показывает адекватные результаты для атмосферного давления вплоть до «среднего» вакуума (при $\lg \frac{p_0}{p} = 4$), что по ГОСТ 4401-81 соответствует высоте порядка 65...66 км над уровнем моря, охватывая случаи полёта авиационной техники, а также верхних ступеней ракет космического назначения. При большей разреженности расхождение в значениях предела выносливости укладывается в рассчитанный уровень относительной ошибки аппроксимации модели, составляющий около 4%.

Заключение

Предложен и апробирован метод построения поверхности усталости, позволяющий выявить влияние выбранного фактора на предел выносливости объекта через результаты опыта, предполагавшего испытания при малом числе значений этого параметра. В примере реализации модель показала адекватность и соответствие физическим соображениям. Разработанный метод может быть использован в расчётах на прочность конструкций летательных аппаратов с учётом их работы в условиях разреженной атмосферы и вакуума для элементов силовых схем двигательных отсеков космических комплексов и верхних ступеней ракет, изготовленных из лёгких металлов и сплавов, для повышения точности вычисления предела выносливости и, следовательно, для оптимизации весовых характеристик изделий.

Библиографический список

1. Дрейпер Н.Р., Смит Г. Прикладной регрессионный анализ. М.: Диалектика, 2017. 912 с.
2. Николаева И.В. Особенности применения абсолютной и относительной ошибки аппроксимации в регрессионном анализе // Форум молодых учёных. 2017. № 6 (10). С. 1282-1286.
3. Трощенко В.Т., Сосновский Л.А. Сопротивление усталости металлов и сплавов. Справочник. Ч. 1. Киев: Наукова думка, 1987. 504 с.
4. Ismarubbie Z.N., Yussof H., Sugano M. Fatigue damage mechanism of titanium in vacuum and in air // Procedia Engineering. 2012. V. 41. P. 1559-1565. DOI: 10.1016/j.proeng.2012.07.350
5. Gaylord R.J., Kamin S.N., Wellin P.R. An introduction to programming with mathematica. New York: Springer, 1996. 452 p.
6. Bunday B.D. Basic optimization methods. London: Edward Arnold, 1984. 128 p.
7. Ismarubbie Z.N., Sugano M. Environmental effects on fatigue failure micromechanisms in titanium // Material Science and Engineering: A. 2004. V. 386, Iss. 1-2. P. 222-233. DOI: 10.1016/j.msea.2004.08.031

ASSESSMENT OF THE ENDURANCE LIMIT OF LIGHT STRUCTURAL METAL COMPONENTS USING THE FATIGUE SURFACE DEVELOPMENT METHOD

© 2024

R. A. Zalyaev Postgraduate Student of the Department of Space Engineering
named after General Designer D.I. Kozlov;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
zalyaeffruslann@gmail.com

V. A. Kirpichev Professor of the Department of Space Engineering
named after General Designer D.I. Kozlov;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
dean fla@mail.ru

The paper presents a numerical method developed by the authors. The method consists in obtaining a three-dimensional component fatigue surface model according to the results of tests corresponding to two to four values of the operational factor, making it possible to plot the fatigue limit – operational parameter curve. A description of the algorithm of the method is presented, its validity is confirmed. The results show good agreement with outside empirical data for other values of the operational parameters. A model of the fatigue surface is constructed. The model specifies the calculation of

strength of aircraft elements operating in rarified atmosphere (e.g. engine compartments of space complexes and upper stages of carrier rockets). The model increases the endurance calculation accuracy and enables structural mass optimization.

Light structural metals; vacuum; aggressive environment effect; endurance limit; fatigue surface; loading cycle; model adequacy

Citation: Zalyaev R.A., Kirpichev V.A. Assessment of the endurance limit of light structural metal components using the fatigue surface development method. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 100-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-100-108

References

1. Draper N.R., Smith H. Applied regression analysis. New York: Wiley, 1998. 706 p.
2. Nikolaeva I.V. Application features absolute and relative approximation errors in regression analysis. *Forum Molodykh Uchenykh*. 2017. No. 6 (10). P. 1282-1286. (In Russ.)
3. Troshchenko V.T., Sosnovskiy L.A. *Soprotivlenie ustalosti metallov i splavov. Spravochnik. Ch. 1* [Fatigue resistance of metals and alloys. Guide. Volume 1]. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1987. 504 p.
4. Ismarubie Z.N., Yussof H., Sugano M. Fatigue damage mechanism of titanium in vacuum and in air. *Procedia Engineering*. 2012. V. 41. P. 1559-1565. DOI: 10.1016/j.proeng.2012.07.350
5. Gaylord R.J., Kamin S.N., Wellin P.R. An introduction to programming with Mathematica. New York: Springer, 1996. 452 p.
6. Bunday B.D. Basic optimization methods. London: Edward Arnold, 1984. 128 p.
7. Ismarubie Z.N., Sugano M. Environmental effects on fatigue failure micromechanisms in titanium. *Material Science and Engineering: A*. 2004. V. 386, Iss. 1-2. P. 222-233. DOI: 10.1016/j.msea.2004.08.031

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ КОНТРОЛЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

© 2024

- А. А. Золотов** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Космические системы и ракетостроение»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); alexandrzolotov41@mail.ru
- В. В. Родченко** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); rodchenko47@mail.ru
- Е. В. Гусев** кандидат технических наук, доцент кафедры «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); csg-gus@mail.ru
- И. А. Карягин** аспирант кафедры «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); jaonto@gmail.com

Рассматривается задача контроля работоспособности технических систем, соответствующая этапу выходного контроля при производстве изделия, а также стадии проверки изделия перед его применением. На основе обобщения и развития существующих подходов разработаны модели и методы контроля работоспособности сложных технических систем, предложены модели прогнозирования параметров их контроля. Разработаны методы оптимизации числа испытаний агрегатов технических систем при проведении контроля их работоспособности. Предложены методы оценки оптимального уровня суммарного процента брака. Работоспособность предлагаемых подходов проиллюстрирована на конкретном численном примере. Методы и модели, изложенные в статье, могут быть полезны для инженерно-технических работников КБ, НИИ, научно-производственных объединений и предприятий при обеспечении безотказности изделий и технических систем.

Надёжность; экспериментальная отработка; число испытаний; контроль работоспособности

Цитирование: Золотов А.А., Родченко В.В., Гусев Е.В., Карягин И.А. Прогнозирование параметров контроля работоспособности сложных технических систем // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 109-120. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-109-120

Постановка задачи

При проведении контроля работоспособность изделия определяется по факту удовлетворения требований, предъявляемых к его надежности. Контроль сложных технических систем (ТС) должен охватывать все уровни, начиная от отдельных элементов и подсистем и заканчивая контролем всего изделия. В настоящей работе рассматривается задача контроля работоспособности ТС, соответствующая этапу выходного контроля при производстве изделия, а также на стадии проверки изделия перед его применением.

Решение этой задачи заключается в определении объема контрольных испытаний для различных агрегатов ТС. При этом предполагается, что известны объемы испытаний, проведенные на предшествующих этапах экспериментальной отработки, обеспе-

чивающие требуемые уровни надёжности этих агрегатов. Для решения поставленной задачи требуется конкретизировать выражение для оценки суммарного риска принятия браковочного изделия.

В дальнейшем рассматривается приближённое выражение для оценки суммарного риска β_{Σ} принятия бракованного изделия при контроле отдельных агрегатов изделия β_i :

$$\beta_{\Sigma} \approx \sum_{i=1}^m \beta_i,$$

где β_i – величина риска принятия ошибочных решений при контроле отдельных агрегатов изделия; m – число агрегатов в составе изделия.

Оценка β_{Σ} является гарантированной, так как оценка суммарного риска производится без учёта проверки изделия в целом, проведение которой приводит к уменьшению величины β_{Σ} [1].

Оценка риска принятия ошибочных решений для агрегатов изделия

Оценивая риск принятия ошибочных решений при контроле отдельных агрегатов β_i , будем считать, что для каждого агрегата можно оценить математическое ожидание коэффициента запаса, обеспечивающего удовлетворение заданных требований по надёжности. Под коэффициентом запаса (η) по рассматриваемому параметру будем понимать отношение действующих и допустимых значений параметра $\eta = \frac{x_{\text{доп}}}{x_d}$,

где x_d , $x_{\text{доп}}$ – соответственно действующее и допустимое значение параметра.

В случае нормального закона распределения параметров работоспособности математическое ожидание коэффициента параметрического запаса удовлетворяет соотношению [2]:

$$m_{\eta,i} = \frac{\eta_i}{\left(1 - \frac{t_{\gamma,i} k_{V,i}}{\sqrt{n_i}}\right)}, \quad (1)$$

где $m_{\eta,i}$ – оценка математического ожидания коэффициента запаса i -го агрегата, соответствующая надёжности, подтверждённой на этапе экспериментальной отработки;

$\eta_i = \frac{1}{1 - \text{arg}F^* \{h_i\} k_{V,i}}$ – оценка коэффициента запаса, соответствующая заданной надёжности агрегата; $k_{V,i}$ – коэффициент вариации коэффициента запаса; n_i – число испытаний, проведённых на этапе экспериментальной отработки; $t_{\gamma,i}$ – аргумент функции нормированного нормального распределения, соответствующий принятому уровню доверительной вероятности γ ; h_i – заданный уровень надёжности i -го агрегата.

Таким образом, задача прогнозирования заключается в определении объёма контрольных испытаний при известных значениях математического ожидания коэффициента запаса агрегатов.

Для оценки риска принятия ошибочных решений при контроле отдельных агрегатов изделия β_i рассмотрим области отработки отдельного агрегата, представленные на рис. 1 [2].

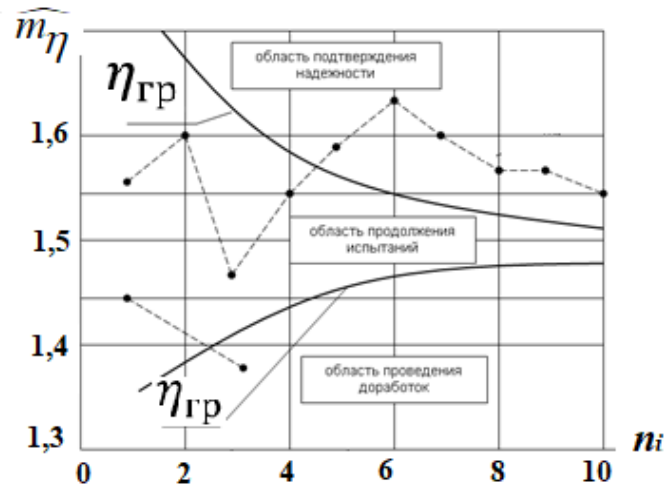


Рис. 1. Области принятия решений по результатам испытаний

Согласно результатам, полученным в работах [2; 3], если значение точечной оценки математического ожидания коэффициента запаса \hat{m}_η лежит в области подтверждения надёжности, то заданные требования к надёжности удовлетворяются с вероятностью γ . Следовательно, с вероятностью $\beta = 1 - \gamma$ надёжность может быть ниже требуемой. Таким образом, β характеризует вероятность принятия изделия, не удовлетворяющего заданным требованиям по надёжности, то есть вероятность принятия брака. Для оценки вероятности брака β требуется оценить величину доверительной вероятности γ . С этой целью воспользуемся соотношением (1), записанным для параметров контроля. Разрешая это соотношение относительно аргумента функции нормированного нормального распределения $t_{\gamma,i}$, соответствующего уровню доверительной вероятности γ_i , получим

$$t_{\gamma,i} = \frac{\sqrt{n_i}}{k_{V,i} m_{\eta,i}} \left(m_{\eta,i} - \frac{1}{1 - k_{V,i} t_{h,i}} \right), \quad (2)$$

где $t_{h,i}$ — аргумент функции нормированного нормального распределения, соответствующий уровню надёжности h_i ; $k_{V,i}$ — коэффициент вариации коэффициента запаса.

Отсюда, учитывая, что $\beta = 1 - \gamma$, получим выражение

$$\beta_i = 1 - F^* \{ t_{\gamma,i} \}. \quad (3)$$

Оптимизация рисков принятия ошибочных решений и объёмов испытаний отдельных агрегатов изделия

Как видно из соотношений (2) и (3), риск принятия браковочного агрегата зависит от характеристик надёжности отдельного агрегата и объёма его контрольных испытаний.

Рассмотрим задачу оптимального распределения объёма испытаний для различных агрегатов, обеспечивающих заданные требования по уровню суммарного риска (не превышающего суммы рисков отдельных агрегатов, входящих в состав изделия) при минимальных затратах на проведение контроля [4].

Общие затраты можно представить в виде:

$$C(n_i) = \sum_{i=1}^m C_i n_i + C_{ПП}, \quad (4)$$

где C_i – затраты на проведение одного испытания i -го агрегата; $C_{ПП}$ – прочие затраты; m – число агрегатов в составе изделия.

Как было показано выше, величину суммарного риска β_Σ без учёта проверки агрегата в целом можно оценить по соотношению:

$$\beta_\Sigma \approx \sum_{i=1}^m \beta_i = \sum_{i=1}^m F^* \{ -t_{\gamma,i} \},$$

где $t_{\gamma,i} = d_i \sqrt{n_i}$; $d_i = \frac{m_{\eta,i}}{k_{V,i} m_{\eta,i}} \frac{1}{1 - k_{V,i} t_{h,i}}$; $t_{h,i} = \arg F^* \{ h_i \}$; h_i – заданные требования к уровню надёжности i -го агрегата.

Задача оптимизации параметров контроля решалась методом Лагранжа. В рассматриваемом случае функция Лагранжа примет вид:

$$L = \sum_{i=1}^m C_i n_i + \lambda (\beta_\Sigma - \beta_{3AD}), \quad (5)$$

где C_i – затраты на проведение одного испытания i -го агрегата; λ – неопределённый множитель Лагранжа; β_{3AD} – заданный уровень суммарного риска.

Оптимальные объёмы испытаний удовлетворяют системе алгебраических уравнений [5; 6]:

$$\frac{\partial L}{\partial n_i} = C_i - \lambda \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{t_{\gamma,i}^2}{2}} \frac{d_i}{\sqrt{n_i}} = 0. \quad (6)$$

Разрешая полученное соотношение относительно $\sqrt{n_i}$, приходим к искомому соотношению:

$$\sqrt{n_i(\lambda)} = \left[\frac{\lambda}{C_i} \frac{d_i}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{t_{\gamma,i}^2}{2}} \right]. \quad (7)$$

Оптимальные параметры выходного контроля соответствуют значению λ^* , для которого выполняется условие:

$$\beta_{3AD} \approx \sum_{i=1}^m \beta(n_i).$$

Сформулированная задача может быть решена методом перебора по параметру λ , в результате чего получим значение λ_j . Для найденного значения λ_j оценивается оптимальный объём испытаний по каждому агрегату:

$$\sqrt{n_i} = \left\{ \frac{\lambda_j}{C_i} \frac{m_{\eta,i} - \frac{1}{1 - k_{v,i} t_{h,i}}}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{t_{\gamma,i}^2}{2}} \right\}. \quad (8)$$

Параметр $t_{\gamma,i}$ находится методом последовательных приближений по соотношениям:

$$t_{\gamma,i} = d_i \sqrt{n_i(\lambda)} = \left[\frac{\lambda}{C_i} \frac{d_i^2}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{t_{\gamma,i}^2}{2}} \right], \quad (9)$$

где $d_i = \frac{m_{\eta,i} - \frac{1}{1 - k_{v,i} t_{h,i}}}{k_{v,i} m_{\eta,i}}$.

Программа в Mathcad и результаты расчёта $t_{\gamma,i}$, обозначенные в программе как U_i , для трёх агрегатов, входящих в состав изделия, представлены на рис. 2. При написании программы были приняты следующие обозначения: $\eta_i = m_{\eta,i}$; $t_i = t_{h,i}$; $v = k_{v,i}$.

Зависимость $\beta(\lambda)$ представлена на рис. 3. На графиках рис. 3 введены следующие обозначения: $y(\lambda)$ – аппроксимирующая кривая; $\beta(\lambda)$ – расчётная кривая; $\beta_{3AD} = 0,01$ – заданный уровень риска для изделия в целом.

Как видно из графика аппроксимирующей кривой, требуемое значение $\beta_{3AD} = 0,01$ удовлетворяется при значении $\lambda = 20,5$. Для найденного значения λ риски принятия ошибочных решений оцениваются по соотношениям [7; 8]:

$$\beta_i = \left[1 - \int_{-\infty}^{U_i} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{x^2}{2}} dx \right], \quad (10)$$

где $U_i = t_{\gamma,i}$.

$$\begin{aligned}
 &U := \left[\begin{array}{l} \text{for } i \in 0..2 \\ \quad \text{for } j \in 0 \\ \quad \quad U_{i,0} \leftarrow 2.7 \\ \text{for } i \in 0..2 \\ \quad \text{for } j \in 0..6 \\ \quad \quad U_{i,j+1} \leftarrow \left[2 \cdot \ln \frac{\lambda}{c_i} \cdot \frac{\left[\frac{\left(\eta_i - \frac{1}{1 - v \cdot t_i} \right)^2}{(v \cdot \eta_i)} \right]}{\sqrt{2 \cdot \pi}} \right] - 2 \cdot \ln(U_{i,j}) \end{array} \right]^{0.5} \\
 &U = \begin{pmatrix} 2.7 & 3.359 & 3.293 & 3.299 & 3.299 & 3.299 & 3.299 & 3.299 \\ 2.7 & 2.852 & 2.832 & 2.835 & 2.834 & 2.834 & 2.834 & 2.834 \\ 2.7 & 2.379 & 2.432 & 2.423 & 2.424 & 2.424 & 2.424 & 2.424 \end{pmatrix}
 \end{aligned}$$

Рис. 2. Программа проведения последовательных приближений и результаты расчёта

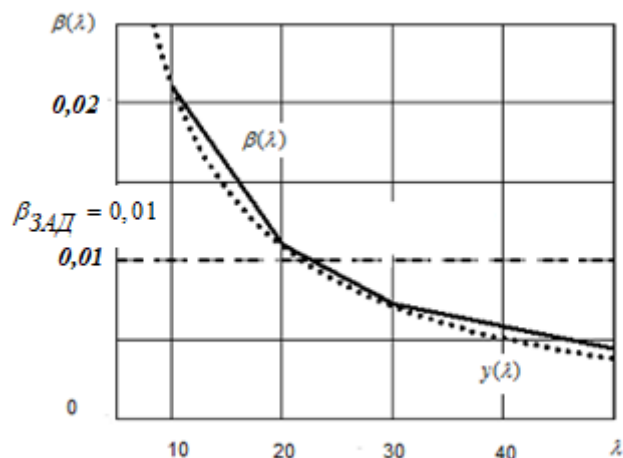


Рис. 3. Изменения суммарного риска по параметру λ

Потребные объёмы испытаний рассчитываются по соотношению:

$$n_i = \left[\frac{U_i}{\frac{\left(\eta_i - \frac{1}{1 - v_i t_i} \right)^2}{v_i \eta_i}} \right]^2, \tag{11}$$

где $k_{v,i} = v_i$ (принято в Mathcad).

Оптимизация суммарной вероятности брака

Полученные результаты позволяют оценивать оптимальную суммарную вероятность брака для всего изделия. Очевидно, оптимальное значение β_Σ должно обеспечивать минимум суммарных затрат:

$$C_\Sigma(\lambda) = \sum_{i=1}^m C_i k_i(\lambda) + C_{\text{ущ}} \beta_\Sigma(\lambda), \quad (12)$$

где $C_{\text{ущ}}$ – величина ущерба, обусловленного ошибкой контроля.

Задача решается методом перебора значений λ и графической оценкой оптимального уровня множителя Лагранжа, соответствующего минимальным затратам [9]. Характер изменения суммарных затрат при $C_{\text{ущ}} = 100$ усл. ед. и $C_{\text{ущ}} = 10$ усл. ед. представлен на рис. 4 и 5 соответственно.

В варианте $C_{\text{ущ}} = 10$ усл. ед. (рис. 5) минимум затрат достигается при значении $\lambda = 5$, которому соответствует величина суммарного риска, равная $\beta_\Sigma = 0,04$. Последовательность проведения расчётов по предлагаемому подходу представлена ниже в алгоритме прогнозирования работоспособности изделия по результатам контроля его агрегатов.

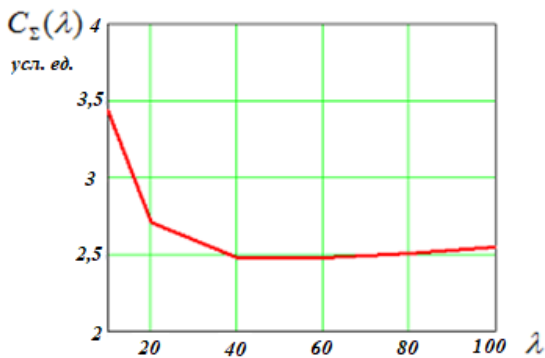


Рис. 4. Изменение суммарных затрат $C_\Sigma(\lambda)$ для $C_{\text{ущ}} = 100$ усл. ед.

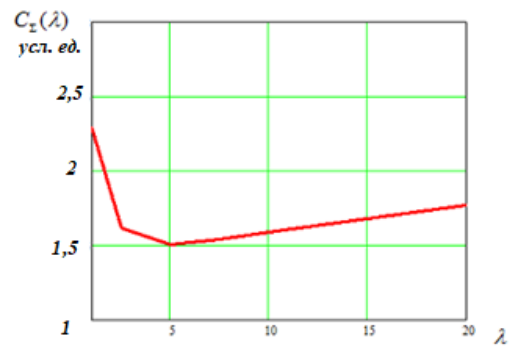


Рис. 5. Изменение суммарных затрат $C_\Sigma(\lambda)$ для $C_{\text{ущ}} = 10$ усл. ед.

Алгоритм прогнозирования работоспособности изделия по результатам контроля его агрегатов

1. Задание исходных данных:

$C_{\text{ущ}}$ – величина ущерба, обусловленного ошибкой контроля;

C_i – затраты на проведение одного испытания при контроле i -го агрегата;

t_γ – аргумент функции нормированного нормального распределения, соответствующий принятому уровню доверительной вероятности γ ($t_\gamma = \arg F^* \{ \gamma \}$);

$k_{\gamma,i}$ – коэффициент вариации коэффициента запаса по рассматриваемому параметру;

h_i – уровень надёжности агрегата, подтверждённый на этапе экспериментальной отработки;

β_{3AD} – заданный уровень риска для изделия в целом;

n_i – число испытаний на этапе экспериментальной отработки.

2. Расчёт оценки математического ожидания коэффициента запаса i -го агрегата, соответствующей надёжности, подтверждённой на этапе экспериментальной отработки:

$$m_{\eta,i} = \frac{\eta_i}{\left(1 - \frac{t_{\gamma,i} k_{V,i}}{\sqrt{n_i}}\right)},$$

где $\eta_i = \frac{1}{1 - \arg F^* \{h_i\} k_{V,i}}$ – оценка коэффициента запаса, соответствующая заданной надёжности агрегата.

3. Расчёт параметра $t_{\gamma,i}$. Параметр $t_{\gamma,i}$ находится методом последовательных приближений по соотношению:

$$t_{\gamma,i} = d_i \sqrt{n_i} (\lambda) = \left[\frac{\lambda}{C_i} \frac{d_i^2}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{t_{\gamma,i}^2}{2}} \right],$$

где $d_i = \frac{1}{k_{V,i} m_{\eta,i} - \frac{1}{1 - k_{V,i} t_{h,i}}}$; $t_{h,i} = \arg F^* \{h_i\}$.

4. Расчёт процента брака отдельных агрегатов

$$\beta_i = \left[1 - \int_{-\infty}^{U_i} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{x^2}{2}} dx \right],$$

где $U_i = t_{\gamma,i}$ (принято в Mathcad).

5. Расчёт числа испытаний агрегатов

$$n_i = \left[\frac{U_i}{\frac{\eta_i - \frac{1}{1 - \nu_i t_i}}{\nu_i \eta_i}} \right]^2,$$

где $k_{V,i} = \nu_i$ (принято в Mathcad).

6. Расчёт процента брака изделия в целом

$$\beta_{\Sigma} \approx \sum_{i=1}^m \beta_i.$$

7. Оценка значения множителя Лагранжа λ^* . Строится зависимость $\beta_{\Sigma}(\lambda_j)$ (рис. 6).

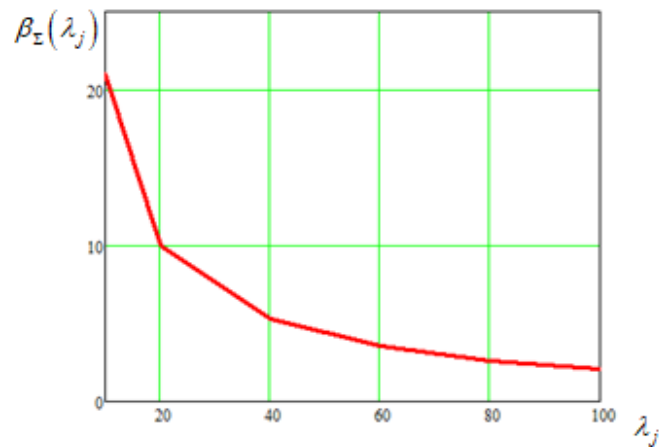


Рис. 6. Изменение суммарного риска по параметру λ_j

Множитель Лагранжа λ^* находится из условия обеспечения заданного уровня суммарного процента брака: $\beta_{\Sigma}(\lambda^*) = \beta_{\text{зад}}$.

Для принятого значения параметра λ^* находим параметры контроля β_i , n_i (по формулам (10) и (11)), обеспечивающие удовлетворение требуемого уровня процента брака изделия [10; 11].

8. **Оптимизация суммарного риска.** Расчёт суммарных затрат проводится по формуле

$$C_{\Sigma}(\lambda) = \sum_{i=1}^m C_i n_i(\lambda) + C_{\text{шт}} \beta_{\Sigma}(\lambda).$$

Построение зависимости затрат от множителя Лагранжа для различных значений ущерба при отказе производится так, как было показано на рис. 4, 5.

Оптимальный уровень множителя Лагранжа соответствует минимальным затратам [12].

Выводы

1. Разработаны модели прогнозирования параметров контроля сложных технических систем.
2. Предложены вероятностно-стоимостные модели, используемые при контроле работоспособности агрегатов технических систем.
3. Разработаны методы оптимизации числа испытаний агрегатов технических систем при проведении контроля их работоспособности.
4. Предложены методы оценки оптимального уровня суммарного процента брака изделия.
5. Работоспособность предлагаемых подходов проиллюстрирована на конкретном численном примере.

Библиографический список

1. Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н. Контроль качества космических аппаратов при обработке и производстве. М.: Машиностроение, 2009. 399 с.
2. Золотов А.А., Оделевский В.К., Родченко В.В., Черников А.И. Прикладные методы и алгоритмы обеспечения надёжности и безопасности технических систем на этапе их разработки и эксплуатации. М.: Изд-во МАИ, 2013. 349 с.
3. Надёжность и эффективность в технике: справочник в 10 т. Т. 6. Экспериментальная отработка и испытания / под ред. Р.С. Судакова, О.И. Тескина. М.: Машиностроение, 1989. 375 с.
4. Надёжность и эффективность в технике: справочник в 10 т. Т. 10. Справочные данные по условиям эксплуатации и характеристикам надёжности / под ред. В.А. Кузнецова. М.: Машиностроение, 1990. 330 с.
5. Янко Я. Математико-статистические таблицы. М.: Госстатиздат, 1961. 243 с.
6. Золотов А.А., Родченко В.В., Гусев Е.В. Методика учёта требований по надёжности при выборе проектно-конструкторских решений силовых конструкций ракет-носителей // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2023. № 1-2. С. 61-69.
7. Родченко В.В., Гусев Е.В., Карягин И.А. Математическая модель прогнозирования ресурса элементов конструкции, работающих в условиях динамического нагружения // Научно-технический вестник Поволжья. 2023. № 5. С. 85-88.
8. Родченко В.В., Гусев Е.В., Карягин И.А. Разработка математической модели стратегии технического обслуживания с учётом непрерывного контроля // Научно-технический вестник Поволжья. 2023. № 5. С. 89-92.
9. Золотов А.А., Родченко В.В., Гусев Е.В. Методика выбора проектных параметров многоразовых ракет-носителей // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2022. № 8-9. С. 63-69.
10. Родченко В.В., Галеев А.Г., Золотов А.А., Галеев А.В. Планирование комплексной отработки сложных технических систем // Альтернативная энергетика и экология. 2015. № 8-9 (172-173). С. 76-85. DOI:10.15518/isjaee.2015.08-09.010
11. Золотов А.А., Родченко В.В., Гусев Е.В. Прогнозирование ресурса многоразовых летательных аппаратов // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2022. № 5. С. 22-32.
12. Гусев Е.В., Родченко В.В. Разработка модели выявления неисправностей в процессе проведения технического обслуживания систем летательных аппаратов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 4. С. 638-648. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-4-638-648

FORECASTING THE PARAMETERS OF PERFORMANCE MONITORING OF COMPLEX TECHNICAL SYSTEMS

© 2024

A. A. Zolotov Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Space Systems and Rocket Construction; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; alexandrzolotov41@mail.ru

V. V. Rodchenko Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Control of Operation of Space and Missile Systems; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; rodchenko47@mail.ru

E. V. Gusev Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Control of Operation of Space and Missile Systems; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; ccg-gus@mail.ru

I. A. Karyagin Postgraduate Student of the Department of Control of Operation of Space and Missile Systems; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; jaonto@gmail.com

The problem of monitoring the performance of technical systems is considered, corresponding to the stage of final control during the production of a product, as well as the stage of testing the product before its use. Based on the generalization and development of the existing approaches, models and methods for monitoring the performance of complex technical systems were developed, and models for predicting the parameters of their control were proposed. Methods of optimizing the number of tests of units of technical systems when monitoring their performance were developed. Methods for estimating the optimal level of the total defect rate are proposed. The efficiency of the proposed approaches is illustrated using a specific numerical example. The methods and models presented in the article can be useful for engineering and technical workers of design bureaus, research institutes, research and production associations and enterprises in ensuring the reliability of products and technical systems.

Reliability; experimental testing; number of tests; performance monitoring

Citation: Zolotov A.A., Rodchenko V.V., Gusev E.V., Karyagin I.A. Forecasting the parameters of performance monitoring of complex technical systems. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 109-120. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-109-120

References

1. Men'shikov V.A., Rudakov V.B., Sychev V.N. *Kontrol' kachestva kosmicheskikh apparatov pri otrabotke i proizvodstve* [Quality control of spacecraft during development and production]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2009. 399 p.
2. Zolotov A.A., Odelevskiy V.K., Rodchenko V.V., Chernikov A.I. *Prikladnye metody i algoritmy obespecheniya nadezhnosti i bezopasnosti tekhnicheskikh sistem na etape ikh razrabotki i ekspluatatsii* [Applied methods and algorithms for ensuring the reliability and safety of technical systems at the stage of their development and operation]. Moscow: MAI Publ., 2013. 349 p.
3. *Nadezhnost' i effektivnost' v tekhnike: spravochnik v 10 t. T. 6. Eksperimental'naya otrabotka i ispytaniya / pod red. R.S. Sudakova, O.I. Teskina* [Reliability and efficiency in technology. Reference book in 10 volumes. Volume 6. Experimental development and testing]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 375 p.
4. *Nadezhnost' i effektivnost' v tekhnike: spravochnik v 10 t. T. 10. Spravochnye dannye po usloviyam ekspluatatsii i kharakteristikam nadezhnosti / pod red. V.A. Kuznetsova* [Reliability and efficiency in technology: Reference book in 10 volumes. Volume 10. Reference data on operating conditions and reliability characteristics]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1990. 330 p.
5. Ianko Y. *Statisticke tabulky*. Praha, 1958. 251 p.
6. Zolotov A.A., Rodchenko E.V., Gusev V.V. Methodology for taking into account the requirements for reliability when choosing design solutions for the load-bearing structures of launch vehicles. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2023. No. 1-2. P. 61-69. (In Russ.)
7. Rodchenko V.V., Gusev E.V., Karyagin I.A. A mathematical model for predicting the resource of structural elements operating under dynamic loading conditions. *Scientific and Technical Volga Region Bulletin*. 2023. No. 5. P. 85-88. (In Russ.)

8. Rodchenko V.V., Gusev E.V., Karyagin I.A. Development of a mathematical model of a maintenance strategy taking into account continuous monitoring. *Scientific and Technical Volga Region Bulletin*. 2023. No. 5. P. 89-92. (In Russ.)

9. Zolotov A.A., Rodchenko V.V., Gusev E.V. Method for selecting design parameters for reusable launch vehicles. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2022. No. 8-9. P. 63-69. (In Russ.)

10. Rodchenko V.V., Galeev A.G., Zolotov A.A., Galeev A.V. Planning of integrated tests of complex technical systems. *Alternative Energy and Ecology*. 2015. No. 8-9 (172-173). P. 76-85. (In Russ.)

11. Zolotov A.A., Rodchenko V.V., Gusev E.V. Forecasting the resource of reusable aircraft devices. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2022. No. 5. P. 22-32. (In Russ.)

12. Gusev E.V., Rodchenko V.V. Development of a model for detecting malfunctions during the maintenance of aircraft units and systems. *Siberian Aerospace Journal*. 2021. V. 22, no. 4. P. 638-648. (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-4-638-648

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АВТОКОЛЕБАНИЙ СЛЕДЯЩЕГО ЭЛЕКТРОГИДРОПРИВОДА

© 2024

П. В. Петров кандидат технических наук, доцент кафедры прикладной гидромеханики; Уфимский университет науки и технологий; pgl.petrov@mail.ru

Р. А. Сунарчин кандидат технических наук, доцент; Санкт-Петербургский государственный политехнический университет; sunar1939@mail.ru

М. А. Машков специалист конструкторского отдела аддитивных технологий; Санкт-Петербургский государственный морской технический университет; m.mashkov1@gmail.com

Н. С. Кривошеев директор по производству; ООО «ГС Юнит», г. Санкт-Петербург; ax@hydraulicunit.ru

Существенным недостатком замкнутых систем является их склонность к неустойчивости. В реальных системах имеются потери, изменение величины передаваемой энергии и прочность элементов конструкции системы всегда ограничены, поэтому в таких системах чаще всего реализуются автоколебания. В работе поставлена задача выявления механизмов неустойчивости и автоколебаний в гидравлическом приводе с целью построения их математического описания. В следящем приводе есть все условия для возникновения автоколебаний: колебательное звено – подвижная часть привода и столб упругой жидкости, источник энергии. Поддержание регулярных колебаний в гидроприводах осуществляется за счёт энергии сжатой жидкости, обратной связи, нелинейного характера генерируемой и поглощаемой энергий и др. Выполнено экспериментальное исследование следящего гидропривода учебного стенда FESTO. Целью исследования явилось накопление материалов для разработки математических моделей, которые адекватно отражали бы основные свойства реальных систем.

Автоколебания; электрогидравлический следящий привод; экспериментальное исследование; вычислительный эксперимент; система управления; летательный аппарат; диагностическое моделирование; нелинейные явления; устройства гидроавтоматики

Цитирование: Петров П.В., Сунарчин Р.А., Машков М.А., Кривошеев Н.С. Экспериментальное исследование автоколебаний следящего электрогидропривода // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 121-131. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-121-131

Введение

Существенным недостатком замкнутых систем, к которым относятся электрогидравлические следящие приводы (ЭГСП) [1; 2], является их склонность к неустойчивости [3]. В случае линейного описания это означает возможность бесконечного нарастания амплитуды колебаний параметров системы. Так как в реальных системах имеются потери, а изменение величины, передаваемой к осциллятору колебательной энергии, и прочность элементов конструкции системы всегда ограничены, то в таких системах чаще всего реализуются автоколебания, исследованию которых посвящена эта статья.

Природа и физические механизмы, лежащие в основе автоколебаний, представлены в работах Релея, Ден Гартога и др. [4; 5], в которых в основном рассматриваются механические или электрические устройства. Математическое описание данных устройств сводится к нелинейным дифференциальным уравнениям второго порядка, решение которых выполняется либо приближенными аналитическими, либо графическими методами. Следует выделить монографию [6], отличающуюся большим разнообразием физических устройств различной природы, которые рассматриваются с единой

позиции, как автоколебательные системы. Вместе с тем она выделяется полным отсутствием математического описания и экспериментального исследования.

Наиболее полное исследование автоколебаний следящего привода представлено в [7], где основным механизмом автоколебаний считается насыщение характеристик гидрораспределителя, но экспериментального подтверждения этому механизму не приводится и с результатами теоретического исследования, в качестве которого используется метод гармонического баланса, сравнение не проводится. В работе [8] приведены возможные механизмы автоколебаний гидравлического следящего привода, но отсутствуют модели и их решения.

Методы исследования и постановка задачи

Известно, что при увеличении энерговооружённости и (или) уменьшении демпфирования энергетических систем они могут стать неустойчивыми (или самовозбуждающимися) [9]. Для линейных систем разработаны линейные модели и критерии устойчивости, количественно описывающие близость к границе устойчивости. В работе [10] одна из таких моделей для систем дифференциальных уравнений третьего порядка Вышнеградского перестроена в параметрах электрогидравлического привода (рис. 1), где ξ – коэффициент демпфирования, $\Delta\bar{x}$ – относительное смещение поршня силового привода. Показано, что эффективность усиления колебаний, области одинакового протекания переходных процессов в гидроприводе определяются приведённым числом Струхала $\overline{Sh} = \frac{\overline{T}_m \overline{k}_{oc}}{\overline{T}_{en}}$. Чем больше гидравлическая постоянная по отношению к механической (и следовательно сдвиг по фазе большой, а модуль мал), тем слабее усиление колебаний поршня за счёт притока жидкости. Если же постоянная времени гидропривода T_{en} меньше или равна произведению механической постоянной времени T_m на коэффициент обратной связи \overline{k}_{oc} , т.е. $T_{en} \leq T_m \overline{k}_{oc}$, то всё большая часть энергии впрыскиваемой жидкости идёт на поддержание колебаний.

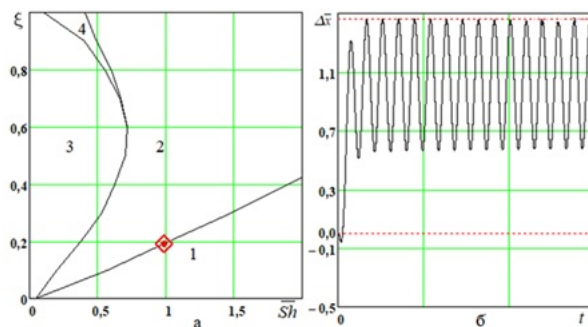


Рис. 1. Диаграмма динамических состояний линейного привода:
 а – диаграмма; б – переходный процесс на границе устойчивости
 для точки, показанной на рис. 1, а ромбиком;
 1 – область неустойчивости; 2 – область колебательных процессов;
 3 – область монотонных процессов; 4 – область инерционных процессов

Эта модель линейная, она не способна описывать такое существенно нелинейное явление, как автоколебание. Для реализации и описания автоколебаний должны быть учтены такие существенно нелинейные явления, которые обеспечивали бы пересечение характеристик подвода и отвода колебательной энергии и, таким образом, поддержание предельного цикла. Для простых систем нелинейности описаны, составлены математические модели, показывающие адекватные результаты [11 – 13]. Но в таком относи-

тельно сложном устройстве, как гидравлический привод, нелинейные явления в каждой конкретной системе своеобразны и общности описания, как в линейном случае, не удаётся сделать. Теоретические методы учёта нелинейностей в этом случае затруднены, лишь в эксперименте может быть найдено решение такой задачи.

В настоящей работе рассматривается экспериментальное исследование следящего гидропривода учебного стенда *FESTO* (рис. 2). Стенд имеет отлаженную систему управления и измерений, но силовая часть его имеет ряд особенностей, о которых отмечено ниже. Привод включает в себя гидроцилиндр *б* с диаметром $D = 16$ мм и длинный шток диаметром $d = 10$ мм и длиной $L = 200$ мм.

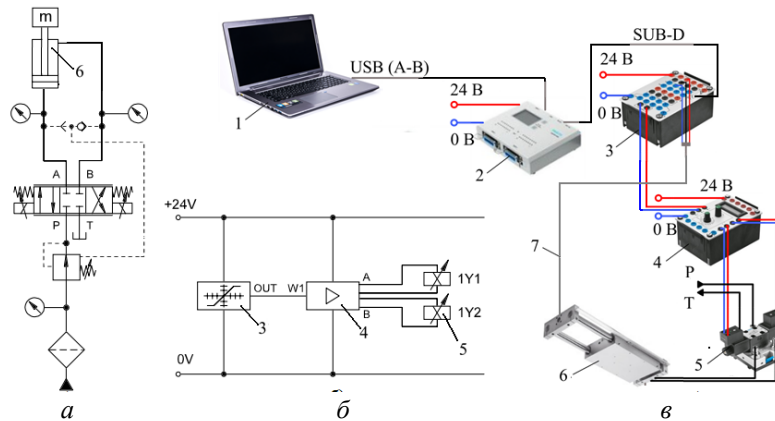


Рис. 2. Схема экспериментального стенда *FESTO*:

- a* – принципиальная схема; *б* – электрическая схема; *в* – конструктивная схема;
1 – компьютер; 2 – Easy Port (простой порт); 3 – блок формирования сигналов (БФС);
4 – усилитель электронный; 5 – 4/3 гидроусилитель; 6 – гидроцилиндр с инерционной нагрузкой

Система питания включает шестерённый насос $Q_n = 4,2$ л/мин и переливной клапан золотникового типа. Однокаскадный золотниковый электрогидроусилитель 5 (ЭГУ) содержит золотник $d_z = 8$ мм с пружинным возвратом в нейтральное положение и кольцевой щелью, а также электрическую обратную связь по положению золотника. Цифровые системы управления и регистрации организованы с помощью интерфейса *Fluidlab*, написанного на языке *Labview*. Измеряется и регистрируется входной и выходной сигналы перемещения поршня, давление в полостях цилиндра и на входе в гидрораспределитель. Интерфейс *FESTO Fluidlab* показан на рис. 3.

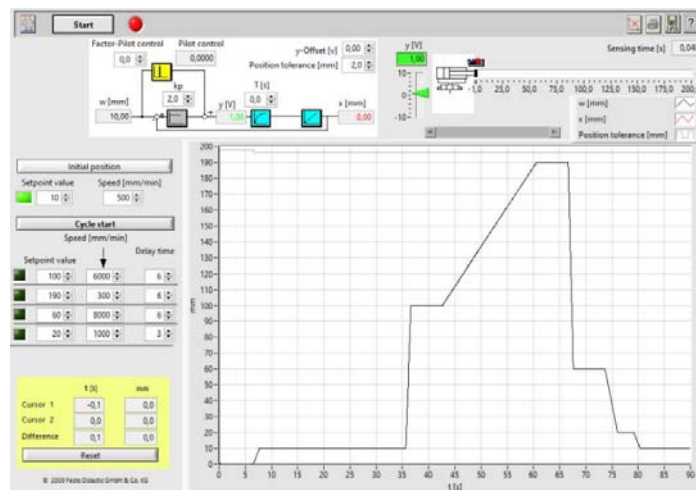


Рис. 3. Интерфейс *FESTO Fluidlab*

Входной сигнал через Easy Port 2 (рис. 2) подаётся на вход электронного блока формирования сигнала (БФС) 3, здесь этот сигнал сравнивается с сигналом обратной связи, передаваемый по линии 7 от датчика обратной связи и, таким образом, формируется сигнал рассогласования. Выходной сигнал БФС подаётся на вход пропорционального двухканального усилителя 4 и далее на электромагниты 5 пропорционального 4/3 гидрораспределителя.

Результаты

На рис. 4, 5 приведены некоторые результаты предварительного исследования: поршень из исходного положения 20 мм со скоростью 30 мм/с выводится в положение 160 мм и затем после пятисекундной выдержки с той же скоростью опускается в исходное положение. На обоих графиках осуществляется последовательное увеличение коэффициента усиления электромеханического преобразователя k_p в пределах от 10 до 16, но при разных давлениях 20 и 30 атмосфер.

Отчётливо видно, что с ростом коэффициента усиления ЭГУ и (или) давления питания возбуждаются и усиливаются по амплитуде колебания; регулярный периодический процесс наблюдается также для давлений в обеих полостях цилиндра.

В случае низкого давления ($p_{\text{пит}} < 15 \text{ атм}$) автоколебания не возбуждаются при любых коэффициентах усиления k_p . При больших давлениях ($p_{\text{пит}} > 30 \text{ атм}$) автоколебания возбуждаются при любом коэффициенте усиления, который определяется как отношение выходной мощности гидропривода к мощности входного (управляющего) сигнала.

Следует отметить хорошую воспроизводимость характера и количественных характеристик автоколебаний от эксперимента к эксперименту, в том числе при использовании других экземпляров цилиндра и гидрораспределителя. Изменение начальных условий колебаний не изменяет их амплитуду. Данный факт свидетельствует о том, что эти колебания являются автоколебаниями.

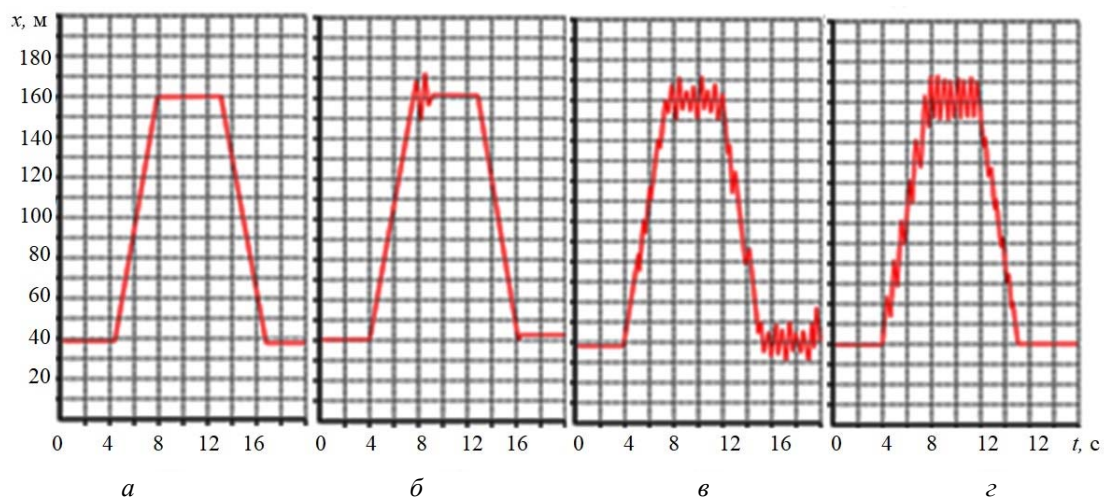


Рис. 4. Развитие автоколебаний при постоянном давлении питания ($p_{\text{пит}} = 20 \text{ атм}$)

и увеличении коэффициента усиления:
 $a - k_p = 10$; $b - k_p = 12$; $v - k_p = 14$; $z - k_p = 16$

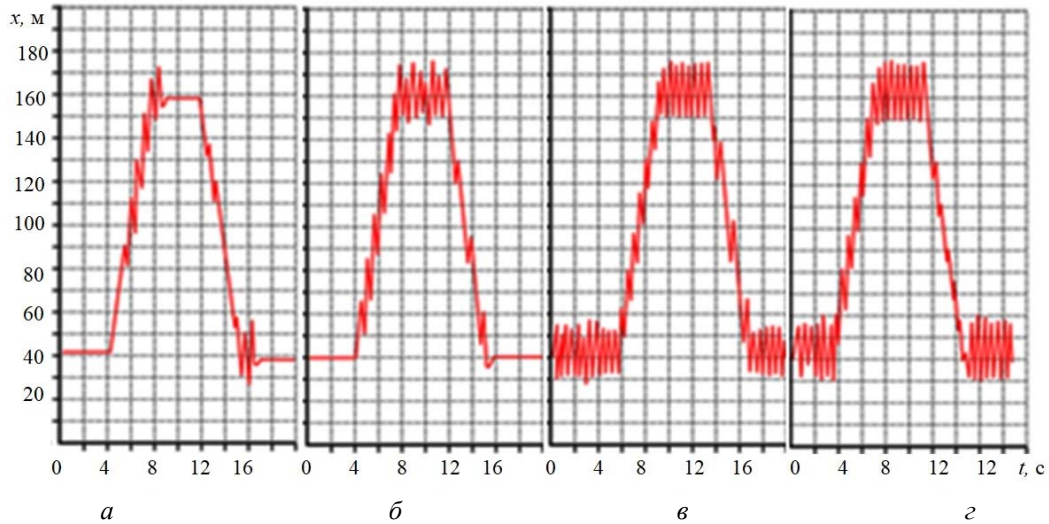


Рис. 5. Развитие автоколебаний при постоянном давлении питания ($p_{пит} = 30$ атм) и увеличении коэффициента усиления: а – $k_p = 10$; б – $k_p = 12$; в – $k_p = 14$; г – $k_p = 16$

В табл. 1 и на рис. 6 приведены значения амплитуд (полуразмахов) автоколебаний A в зависимости от давления питания и коэффициента усиления. Видно, что амплитуда увеличивается и с ростом давления, и с ростом коэффициента усиления.

Табл. 1. Амплитуды автоколебаний (мм)

$k_p \backslash p_{пит}, атм$	10	20	30	40	50
10	0	*	*	*	*
11	0				10
12	0				10
13	0				13
14	0			12	15,5
15	0			16	17,5
15,5	0			17	18,6
16	0			17,8	20
16,5	0	10	18,6	22,2	29,5
17	0	12	20	23	30

* – отдельные всплески

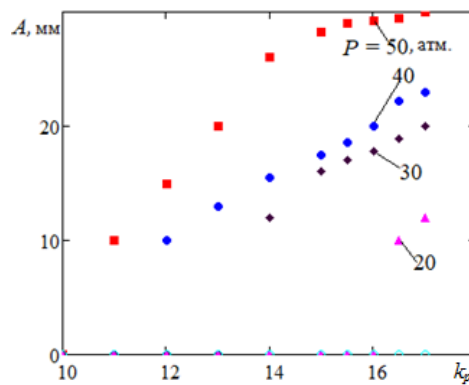


Рис. 6. Амплитуды автоколебаний

Обсуждение полученных результатов

На рис. 7 приведены те же колебания в начале (от 8 до 10 с) и в конце (от 30 до 32 с) участка осциллограмм. Видно, что они имеют релаксационный разрывной характер, но существенно отличаются по форме: на осциллограмме перемещения чередуются этапы движения и покоя, а давления имеют резкие всплески. В начале участка колебания перемещения и давления находятся практически в одной фазе, а в конце – в противофазе.

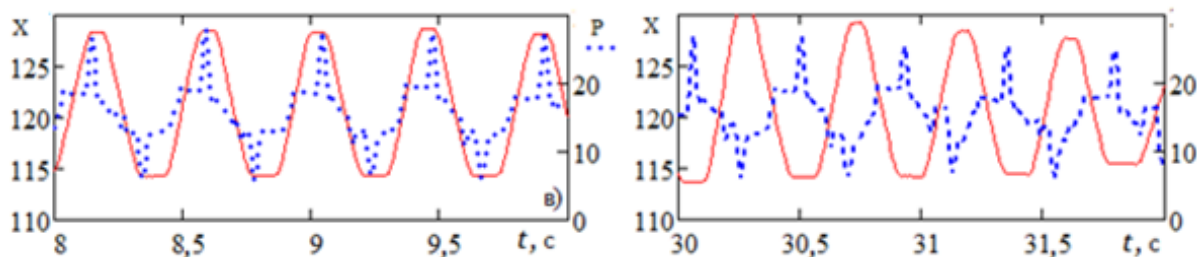


Рис. 7. Осциллограммы перемещения X и давления p

Наблюдается малая частота автоколебаний (≈ 4 рад/с) по сравнению с расчётной собственной частотой подвижной части привода, которая для различных конфигураций испытуемого привода составляет примерно 100 Гц (гидродинамическая жёсткость привода (с учётом модуля объёмной упругости жидкости E , Па, эффективной площади поршня S , m^2 , и присоединённого объёма V_0 , m^3)

$c_{\infty} = \frac{2ES^2}{V_0} = 2,4510^5$ Н/м, масса

$m = 30$ кг). Так как схема привода *FESTO* является стандартной, то особенности автоколебаний могут быть обусловлены особенностями привода, главными из которых являются длинные дюритовые шланги, соединяющие ЭГУ с цилиндром, особенностями системы подвода рабочей жидкости, развитыми поверхностями направляющих и, соответственно, большим трением, большим удлинением цилиндра и пр.

Дюритовые шланги имеют длину 1,5 м, в процессе колебаний жидкости в них ощущается упругая деформация. Эффективный модуль упругости жидкости упругих шлангов должен быть меньше, чем могло бы быть объяснено низкое значение частоты автоколебаний. Однако замена шлангов на металлические трубы практически не сказалась на характере переходного процесса (рис. 8).

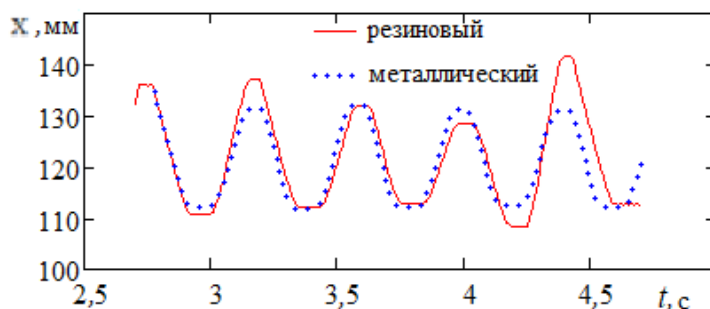


Рис. 8. Осциллограмма колебаний с резиновыми и металлическими шлангами

Подвижная часть привода скользит по двум длинным (200 мм) параллельным направляющим, ручное перемещение её при отсоединённом поршне легче в середине, чем по краям. Большое трение также имеется в уплотнениях поршня и штока (давление холостого хода поршня составляет 2...3 атм). Этим можно объяснить разрывной релаксационный характер автоколебаний и, как следствие, некоторое увеличение периода колебаний.

Большое удлинение цилиндра ($L/D = 12,5$, а при выдвинутом штоке ещё больше) и малый диаметр штока приводят к некоторому снижению суммарной жёсткости цилиндра. Поэтому причина низкой частоты автоколебаний, по-видимому, связана с другими особенностями испытательного стенда.

Гидрораспределитель является узлом прямых и обратных связей следящего гидропривода и может оказать существенное влияние на параметры автоколебаний. Цилиндрический четырёхкромочный золотник с обеих сторон подпёрт пружинами, имеющими характеристики, представленные на рис. 9. Пружины не имеют никаких устройств для уменьшения трения, их торцы непосредственно упираются в торцы золотника. Кольцевая щель золотника имеет большую длину при соответствующем диаметре золотника d_z , $b = \pi d_z \approx 18$ мм, что больше, чем диаметр цилиндра, поэтому уже при незначительных открытиях золотника площадь проходного сечения щели становится соизмеримой с проходным сечением внутренних каналов, наступает насыщение, расход перестаёт зависеть от перемещения золотника и привод становится как бы разомкнутым. Поршень движется с постоянной скоростью до тех пор, пока щель опять не уменьшится и не станет минимальной. Предварительные проливки гидроусилителя (рис. 10) показали, что уже при 30%-ном открытии золотника и перепаде давления 30 бар начинает сказываться насыщение внутренних каналов гидравлического усилителя, а при 60%-ном открытии наступает полное насыщение (расход при дальнейшем увеличении тока и давления не изменяется).

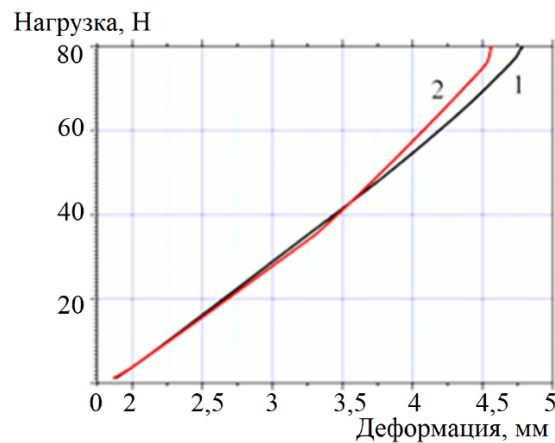


Рис. 9. Характеристика пружин: 1 – левая; 2 – правая

Весьма необычно протекает расходная характеристика при малых значениях токов управления ($J = 0,2$ А), когда расход Q во всём диапазоне перепадов давлений остаётся практически неизменным (для подтверждения этого проливка при малых значениях токов выполнялась несколько раз, рис. 10). Отметим, что такое же постоянство расхода имеется в квантовых регуляторах расхода [14].

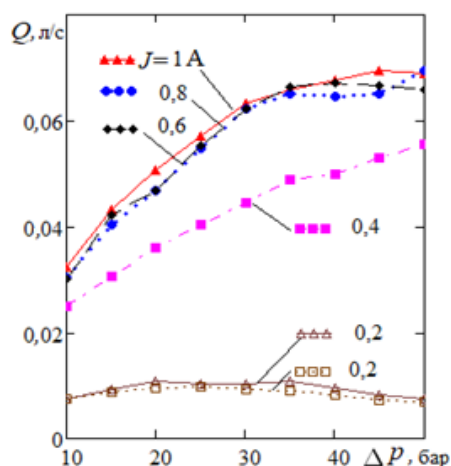


Рис. 10. Расходная характеристика гидрораспределителя при разных значениях токов управления

По-видимому, здесь имеет место кавитационное саморегулирование расхода, при котором в полости золотникового распределителя формируется система интенсивных турбулентных вихрей и транзитная струя, протекающая между ними (рис. 11). Внутри вихрей давление падает и жидкость начинает кавитировать с образованием газопаровой фазы [15]. Чем больше перепад давления, тем больше скорость истечения через щель и интенсивность вихрей и, следовательно, кавитация, расход при этом остаётся постоянным. Следует отметить, что наличие газовой фазы в междроссельной полости (между дросселирующей щелью и местным сужением, эквивалентным внутреннему сопротивлению распределителя) будет снижать эффективный модуль упругости жидкости в этой полости и во всей системе. Именно этим, по-видимому, можно объяснить низкую частоту автоколебаний.

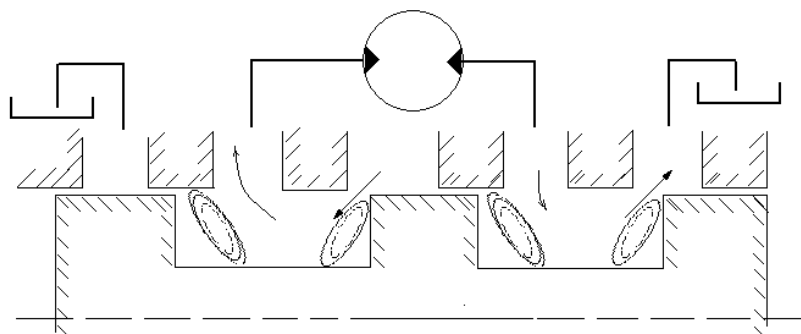


Рис. 11. Схема течения жидкости в гидрораспределителе

Заключение

Главной особенностью исследуемого привода является большая щель распределителя жидкости, так что уже при небольших смещениях золотника ($\approx 0,01$ мм) площадь дросселирующей щели становится соразмерной с внутренними каналами распределителя, наступает насыщение расходной характеристики. Площадь внутренних каналов может быть оценена по характеристике рис. 10: при токах управления $J \geq 0,4$ А расход от тока не зависит, дросселирование происходит за счёт внутренних

каналов, то есть $f_{\text{вн}} = Q / \mu \sqrt{\frac{2}{\rho} \Delta p}$, где Q – расход; Δp – перепад давления; ρ – плот-

ность рабочей жидкости; μ – коэффициент расхода. Для различных значений эта величина составляет $1 \pm 0,05 \text{ мм}^2$.

Библиографический список

1. Кудерко Д.А., Целищев В.А., Целищев Д.В. Перспективы развития приводов рулевых поверхностей гражданского самолёта // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2021. № 67. С. 70-84. DOI: 10.15593/2224-9982/2021.67.07
2. Dindorf R., Wos P. Control of integrated electro-hydraulic servo-drives in a translational parallel manipulator // Journal of Mechanical Science and Technology. 2019. V. 33. P. 5437-5448. DOI: 10.1007/s12206-019-1038-y
3. Петров П.В. Численное исследование причин возникновения автоколебаний в силовых гидроприводах // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2019. Т. 23, № 2 (84). С. 51-60.
4. Ден-Гартог Дж.П. Механические колебания. М.: Физматгиз, 1960. 580 с.
5. Андронов А.А., Витт А.А., Хайкин С.Э. Теория колебаний. М.: Физматгиз, 1959. 915 с.
6. Харкевич А.А. Избранные труды в 3 т. Т. 2. Линейные и нелинейные системы. М.: Наука, 1973. 566 с.
7. Сунарчин Р.А., Машков М.А., Матросов А.В. Неустойчивость и автоколебания в гидравлических следящих приводах // Динамика и виброакустика. 2018. Т. 4, № 3. С. 16-25. DOI: 10.18287/2409-4579-2018-4-3-16-25
8. Попов Д.Н., Сосновский Н.Г., Сиухин М.В. Управление синергетическими процессами для обеспечения асимптотической устойчивости гидросистем // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия: Естественные науки. 2017. № 3. С. 37-51. DOI: 10.18698/1812-3368-2017-3-37-51
9. Schröders S., Fidlin A. Asymptotic analysis of self-excited and forced vibrations of a self-regulating pressure control valve // Nonlinear Dynamics. 2021. V. 103. P. 2315-2327. DOI: 10.1007/s11071-021-06241-5
10. Петров П.В., Целищев В.А. Основы автоматизированного проектирования гидромеханических устройств. Уфа: РИК УГАТУ, 2019. 241 с.
11. Mozaryn J., Winnicki A., Suski D. Modeling of electro-hydraulic servo-drive for advanced control system design // Springer Proceedings in Mathematics and Statistics. 2022. V. 362. P. 183-191. DOI: 10.1007/978-3-030-77306-9_16
12. Cao F. PID controller optimized by genetic algorithm for direct-drive servo system // Neural Computing and Applications. 2020. V. 32. P. 23-30. DOI: 10.1007/s00521-018-3739-z
13. Wos P., Dindorf R. Self-tuning controllers based on polynomial methods for electro-hydraulic servo drive // AIP Conference Proceedings. 2019. V. 2077, Iss. 1. DOI: 10.1063/1.5091924
14. Константинов С.Ю., Целищев В.А., Целищев Д.В. Регулируемый струйно-кавитационный стабилизатор расхода жидкости: патент РФ № 2568951; опубл. 20.11.2015, бюл. № 32.
15. Tselishev D.V., Konstantinov S.Y., Tselishev V.A. Research of jet-cavitation fluid mass flow stabilizer // 2021 International Scientific and Technical Engine Conference (EC) (June, 23-25, 2021, Samara, Russian Federation). 2021. DOI: 10.1109/ec52789.2021.10016824

EXPERIMENTAL ANALYSIS OF INSTABILITY AND SELF-OSCILLATIONS IN AN ELECTROHYDRAULIC SERVO DRIVE

© 2024

- P. V. Petrov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Applied Hydromechanics; Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation; pgl.petrov@mail.ru
- R. A. Sunarchin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor; St. Petersburg State Polytechnical University, St. Petersburg, Russian Federation; sunar1939@mail.ru
- M. A. Mashkov** Specialist of the Design Office for Additive Technologies; State Marine Technical University, St. Petersburg, Russian Federation; m.mashkov1@gmail.com
- N. S. Krivosheev** Production Director; “GS Unit” LLC, St. Petersburg, Russian Federation; ax@hydraulicunit.ru

The tendency to self-oscillations is one of the most important problems of closed-loop hydraulic systems. In actual systems losses occur, variation of the transmitted energy and the strength of the system structural elements are always limited. This is the reason why self-oscillations are most often present. The main purpose of the research is to reveal the mechanisms of instability and self-oscillations in an electro-hydraulic servo drive to make a numerical simulation of the drive characteristics. A servo drive has all the conditions for the generation of self-oscillations: the oscillatory element – the movable member of the drive and a column of elastic liquid, the source of energy. Regular oscillations in a drive are maintained due to the energy of compressed liquid, feedback, non-linear character of generated and absorbed energy etc. An experimental analysis of a servo system of the FESTO training simulator was carried out. The aim of the research was to accumulate materials for the development of mathematical models that would adequately represent the main properties of actual systems.

Self-oscillations; electro-hydraulic servo drive; experimental research; computational experiment; control system; aircraft; diagnostic modeling; nonlinear phenomena; hydraulic automation devices

Citation: Petrov P.V., Sunarchin R.A., Mashkov M.A., Krivosheev N.S. Experimental analysis of instability and self-oscillations in an electrohydraulic servo drive. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 121-131. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-121-131

References

1. Kuderko D.A., Tselishchev V.A., Tselishchev D.V. Prospects for development of flight control surfaces actuators of civil aircraft. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2021. No. 67. P. 70-84. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2021.67.07
2. Dindorf R., Wos P. Control of integrated electro-hydraulic servo-drives in a translational parallel manipulator. *Journal of Mechanical Science and Technology*. 2019. V. 33. P. 5437-5448. DOI: 10.1007/s12206-019-1038-y
3. Petrov P.V. Analysis of motion of a mass on the surface, provided the falling friction characteristics. *Vestnik UGATU*. 2019. V. 23, no. 2 (84). P. 51-60. (In Russ.)
4. Den Hartog J.P. Mechanical vibrations. New York: McGraw-Hill, 1956. 464 p.
5. Andronov A.A., Vitt A.A., Khaykin S.E. *Teoriya kolebaniy* [Theory of oscillations]. Moscow: Fizmatgiz Publ., 1959. 915 p.
6. Kharkevich A.A. *Izbrannye trudy v 3 t. T. 2. Lineynye i nelineynye sistemy* [Linear and non-linear systems]. Moscow: Nauka Publ., 1973. 566 p.
7. Sunarchin R.A., Mashkov M.A., Matrosov A.V. Instability and self-oscillations in electro-hydraulic servo drive. *Dynamics and Vibroacoustics*. 2018. V. 4, no. 3. P. 16-25. (In Russ.). DOI: 10.18287/2409-4579-2018-4-3-16-25

8. Popov D.N., Sosnovskiy N.G., Siukhin M.V. Control of synergetic processes to ensure the asymptotic stability of hydraulic systems. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Natural Sciences*. 2017. No. 3. P. 37-51. (In Russ.). DOI: 10.18698/1812-3368-2017-3-37-51
9. Schröders S., Fidlin A. Asymptotic analysis of self-excited and forced vibrations of a self-regulating pressure control valve. *Nonlinear Dynamics*. 2021. V. 103. P. 2315-2327. DOI: 10.1007/s11071-021-06241-5
10. Petrov P.V., Tselishchev V.A. *Osnovy avtomatizirovannogo proektirovaniya gidromekhanicheskikh ustroystv* [Basics of computer-aided design of hydromechanical devices]. Ufa: RIK UGATU Publ., 2019. 241 p.
11. Mozaryn J., Winnicki A., Suski D. Modeling of electro-hydraulic servo-drive for advanced control system design. *Springer Proceedings in Mathematics and Statistics*. 2022. V. 362. P. 183-191. DOI: 10.1007/978-3-030-77306-9_16
12. Cao F. PID controller optimized by genetic algorithm for direct-drive servo system. *Neural Computing and Applications*. 2020. V. 32. P. 23-30. DOI:10.1007/s00521-018-3739-z
13. Wos P., Dindorf R. Self-tuning controllers based on polynomial methods for electro-hydraulic servo drive. *AIP Conference Proceedings*. 2019. V. 2077, Iss. 1. DOI: 10.1063/1.5091924
14. Konstantinov S.Yu., Tselishchev V.A., Tselishchev D.V. *Reguliruemyy struyno-kavitatsionnyy stabilizator raskhoda zhidkosti* [Adjustable cavitating jet stabiliser of liquid flow rate]. Patent RF, no. 2568951, 2015. (Publ. 20.11.2015, bull. no. 32)
15. Tselischev D.V., Konstantinov S.Y., Tselischev V.A. Research of jet-cavitation fluid mass flow stabilizer. 2021 International Scientific and Technical Engine Conference (EC) (June, 23-25, 2021, Samara, Russian Federation). 2021. DOI: 10.1109/ec52789.2021.10016824

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПНЕВМОМЕХАНИЧЕСКОГО ПРИВОДА УСТАНОВОЧНЫХ ДВИЖЕНИЙ МЕХАНИЗМОВ МАШИН

© 2024

- С. П. Приходько** ассистент, аспирант кафедры «Гидравлика, гидропневмоавтоматика и тепловые процессы»;
Донской государственный технический университет, г. Ростов-на-Дону;
sergey.161.96@gmail.com
- В. С. Сидоренко** доктор технических наук, профессор кафедры «Гидравлика, гидропневмоавтоматика и тепловые процессы»;
Донской государственный технический университет, г. Ростов-на-Дону;
vsidorenko@donstu.ru
- Д. А. Коротыч** ассистент, аспирант кафедры «Гидравлика, гидропневмоавтоматика и тепловые процессы»;
Донской государственный технический университет, г. Ростов-на-Дону;
daniilberuk@gmail.com

Создание новых и совершенствование действующих машин и механизмов требует развития приводостроения и создания новых систем приводов, способных конкурировать с известными на сегодняшнее время схмотехническими решениями. В этих условиях создание комбинированных пневмомеханических приводов является важной научно-технической задачей. Целью настоящей работы является повышение быстродействия при заданной точности вспомогательных движений целевых механизмов технологических машин путём создания пневмомеханического привода с улучшенными энергетическими и динамическими характеристиками. Представлено техническое решение позиционного пневмомеханического привода исполнительных движений технологического оборудования, разработаны математическая и компьютерная модели. При этом используется метод решения дифференциального уравнения в программе SiminTech. В результате получена осциллограмма переходных процессов. Разработанные модели позволяют проводить динамический анализ пневмомеханических систем.

Позиционный пневмомеханический привод; система приводов; целевой механизм; технологическое оборудование; математическая модель

Цитирование: Приходько С.П., Сидоренко В.С., Коротыч Д.А. Исследование динамических характеристик пневмомеханического привода установочных движений механизмов машин // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 132-142. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-132-142

Введение

Технологическое оборудование современного производства должно отвечать требованиям интенсификации рабочих процессов, гибкости и переналаживаемости, выполнять сложные алгоритмы многих исполнительных движений. Механизмы исполнительных движений обеспечивают взаимное расположение инструмента и обрабатываемой заготовки, функционирование транспортирующих, ориентирующих, фиксирующих и других целевых механизмов, что во многом определяет эффективность и качество процессов обработки. Такими механизмами оснащена большая часть автоматизированного металлообрабатывающего оборудования (координатно-сверлильные станки, станки с ЧПУ, робототехнические устройства и др.). Время выполняемых ими позиционных перемещений достигает 30...35% оперативного времени обработки и является важным резервом повышения производительности [1 – 3]. Поэтому создание новых и совершенствование действующих механизмов исполнительных движений (координатные и подающие столы, револьверные инструментальные головки и магазины и

другие) приобретает самостоятельное значение и является важной задачей. Её решение требует единого подхода к синтезу схемотехнических решений исполнительных механизмов, оптимальных по конструкции и рабочим процессам.

Техническое предложение

В результате проведённого ранее анализа [6] было выявлено, что причинами ограничения позиционирования в заданной координате выступают сложная термодинамика движения и высокая сжимаемость воздуха. Максимальная точность позиционирования может быть достигнута разрывом кинематической связи привода с объектом управления.

Позиционный цикл предлагаемого привода состоит из следующих движений: быстрый подвод, переключение на скорость позиционирования, останов в заданной координате, быстрый отвод. Точность и быстродействие являются главными критериями эффективности, которые отвечают за перемещением в заданную координату при выполнении позиционного цикла. Типовая позиционная траектория движения исполнительного механизма представлена на рис. 1.

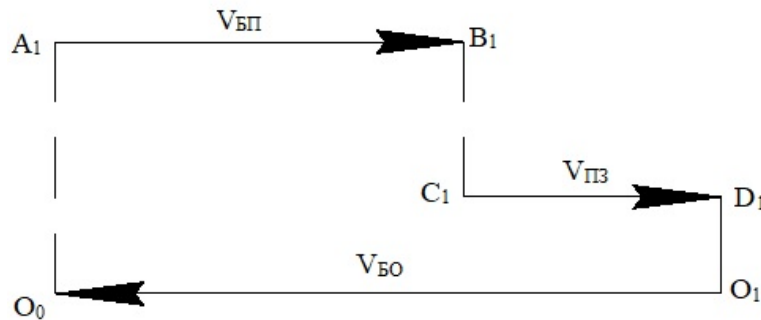


Рис. 1. Траектория движения исполнительного механизма

Траектории движения $A_1B_1 - C_1D_1 - O_1O_0$ называется оптимальной траекторией движения, так как обеспечивает минимальное время перемещения до заданной координаты (A_1B_1 – быстрый подвод со скоростью $V_{БП}$, C_1D_1 – движение со скоростью позиционирования $V_{ПЗ}$). Такая траектория получена благодаря решению задачи обеспечения оптимального быстродействия при перемещении подвижных частей механизмов машин. Траектория движения характеризуется следующими элементами [3 – 5]:

1. Начальная точка O_0 – исходное положение «стоп» – выходное звено привода жёстко зафиксировано начальная скорость $V_0 = 0$, длина перемещения $L = 0$;

2. Участок движения O_0A_1 характеризует разгон объекта управления до скорости быстрого подвода $V_{БП}$ по заданной траектории;

3. Участок движения A_1B_1 – установившееся движение со скоростью быстрого подвода $V_{БП}$;

4. В момент прибытия в точку B_1 – переключение на скорость позиционирования $V_{ПЗ}$;

5. Участок B_1C_1 – характеризует переключение на скорость позиционирования $V_{ПЗ}$;

6. Участок движения C_1D_1 – движение со скоростью позиционирования $V_{ПЗ}$;
7. В момент прибытия в точку D_1 – останов движения привода;
8. Участок движения O_1O_0 – движение исполнительного механизма в исходное положение со скоростью $V_{БО}$.

Схема предлагаемого пневмомеханического привода представлена на рис. 2.

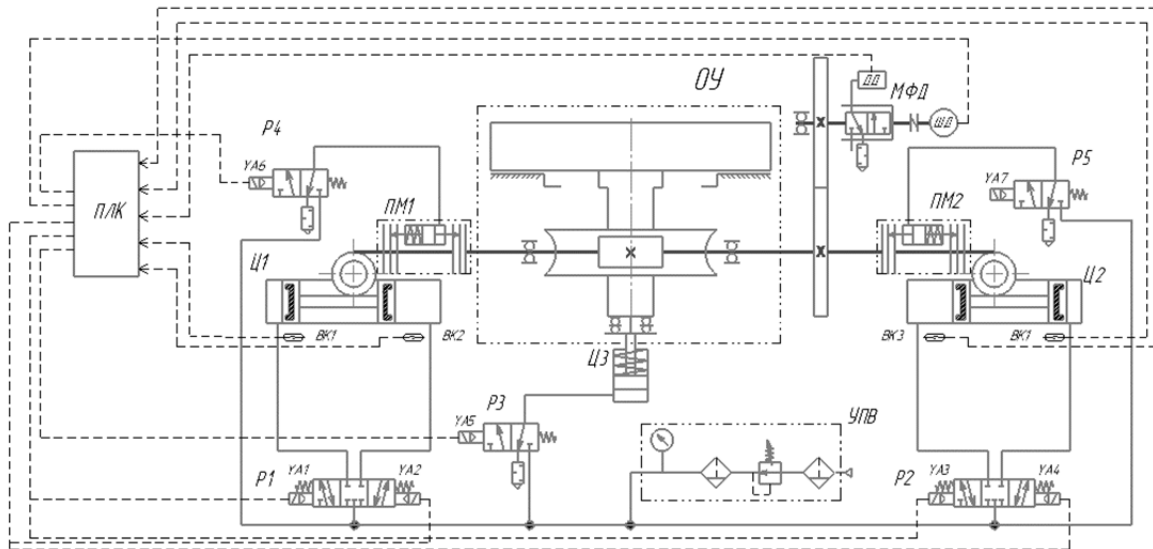


Рис. 2. Схема принципиальная пневмомеханического привода:

УПВ – блок подготовки сжатого воздуха; P1, P2, P3, P4, P5 – распределители; Ц1, Ц2 – поворотные цилиндры; Ц3 – пневмоцилиндр; ПМ1, ПМ2 – пневмофрикционные муфты; BK1, BK2, BK3, BK4 – датчики положения; ПЛК – программируемый логический контроллер; ОУ – координатный стол

По структуре привод состоит из подсистемы питания в виде блока подготовки сжатого воздуха УПВ, двухдвигательной силовой подсистемы с разжимом-зажимом и системой фиксации планшайбы координатного стола от её проворота, механической подсистемы в виде пневмофрикционных муфт ПМ1 и ПМ2, подсистемы управления на базе программируемого логического контроллера (ПЛК) и объекта управления – координатного стола ОУ. Разжим-зажим и фиксация планшайбы координатного стола ОУ осуществляется пневмоцилиндром Ц3. В исходном состоянии распределители P1, P2 и P3 находятся в положениях, обеспечивающих фиксацию планшайбы и одно из крайних положений поворотного цилиндра Ц1. Выполнение следующего перемещения осуществляется программируемым логическим контроллером ПЛК по сигналам датчиков положение BK1, BK2 и BK3, BK4, регистрирующих исполнение перемещения по логико-вычислительным блокам ПЛК. Одновременно с началом движения Ц1 и включением ПМ1 Ц3 осуществляет разжим планшайбы. Пневмофрикционные муфты ПМ1 и ПМ2 управляются распределителями P4 и P5, обеспечивая поворот и поддержание вращения выходного вала в одном направлении при изменении направления хода поршней поворотных пневмоцилиндров Ц1 и Ц2 [6].

Математическое моделирование

На основе принципов и правил математического описания динамических подсистем с механическими связями была составлена математическая модель пневмомеханического привода, которая представляет собой систему нелинейных дифференциальных уравнений, описывающих изменение параметров системы.

Были приняты следующие допущения [4; 6 – 8]:

- давление и температура сжатого воздуха, поступающего от источника питания, считаются постоянными ($p_n = \text{const}$, $T_n = \text{const}$), так как магистраль питания подключена через регулятор давления к ресиверу достаточно большого объёма;
- термодинамические процессы, происходящие в пневмоприводе, считаются адиабатными, поскольку позиционирование происходит за достаточно короткий отрезок времени;
- так как давление в пневмоприводе не превышает 10 бар (1 МПа), то сжатый воздух считается идеальным газом, подчиняющимся закону Клапейрона-Менделеева;
- сухое трение в подвижных сопряжениях пневмоаппаратов из-за наличия консистентной смазки не учитывается.

Расчётная схема пневмомеханического привода представлена на рис. 3.

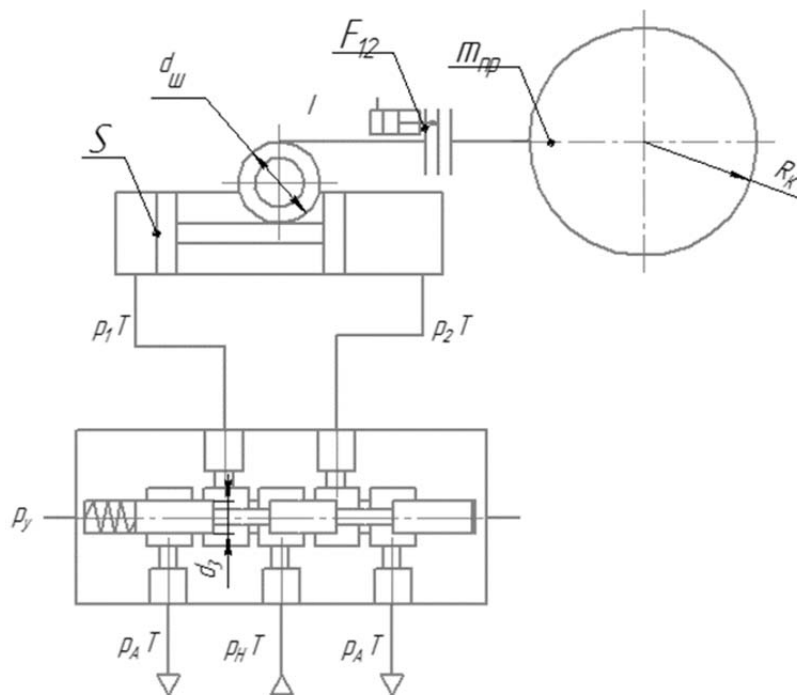


Рис. 3. Расчётная схема пневмомеханического привода

Все уравнения, составляющие модель пневмомеханической системы, могут быть объединены в две группы: уравнения расхода и уравнения движения [3 – 5].

Уравнение движения поршня цилиндра исполнительного механизма:

$$I_{\text{лп}} \frac{d^2 \varphi_l}{dt^2} = (p_1 - p_2) S R_{\text{ш}} - M_{\text{IC}} \text{sign} \frac{d\varphi}{dt} - \alpha M_1, \quad (1)$$

где $I_{\text{лп}} = m_n R_{\text{ш}}^2$ – приведённый момент, Н·м; m_n – масса подвижных частей привода, кг; $R_{\text{ш}}$ – радиус шестерни, м; p_1, p_2 – давление воздуха соответственно в нагнетательной и выхлопной полости цилиндров, Па; S – эффективная площадь полости пневмоцилиндра, м²; $M_{\text{IC}} = M_{\text{BT}} + M_{\text{T0}}$ – момент сопротивления движению, Н·м; m_n – масса подвижных частей привода, кг; α – булев параметр; M_1 – упругий момент ПМ1, Н·м.

Уравнение движения вала исполнительного механизма:

$$I_{\text{лп}} \frac{d^2 \varphi_{\text{л}}}{dt^2} = \beta M_2 - M_{\text{лс}} \text{sign} \frac{d\varphi_{\text{л}}}{dt} - M_{\text{мфд}}, \quad (2)$$

где $I_{\text{лп}} = I_{\text{вин}} + I_{\text{лп.см}}$ – приведённый момент, Н·м; β – булев параметр; M_2 – упругий момент ПМ2, Н·м; $M_{\text{лс}} = M_{\text{лвт}} + M_{\text{лто}}$ – момент сопротивления движению, Н·м; $M_{\text{мфд}}$ – момент на датчике, Н·м.

Уравнение движения золотника управляющего устройства:

$$m_{\text{лп}} \frac{d^2 x_y}{dt^2} + k \frac{dx_y}{dt} + c_n (x_0 \pm x_y) = p_y \frac{\pi d_3^2}{4} - F_{\text{то}} \text{sign} \frac{dx_y}{dt}, \quad (3)$$

где $m_{\text{лп}}$ – приведённая масса ОУ, кг; коэффициент вязкого трения, кг/с; x_y – перемещение золотника, м; c_n – коэффициент жёсткости пружины золотника; p_y – давление управления, Па; d_3 – диаметр золотника распределителя, м; $F_{\text{то}}$ – суммарная сила сопротивления движению, Н.

Уравнение углового перемещения реечной передачи:

$$W_p g - \delta V_R = 0, \quad (4)$$

где W_p – угловое перемещение, рад/с; $g = 2\pi/N_p X_R$ – передаточное число; N_p – число зубьев шестерни; X_R – расстояние между зубьями рейки; V_R – скорость рейки.

Пневматическая подсистема привода описывается уравнением давления воздуха в напорной полости:

$$\frac{dp_1}{dt} = \frac{k f_1 \sqrt{RT_M}}{S(x + x_{01}) \sqrt{\xi_1}} \sqrt{p_H^2 - p_1^2} - \frac{k p_1}{x + x_{01}} \cdot \frac{dx}{dt}, \quad (5)$$

где p_1 – давление воздуха в нагнетательной магистрали, Па; k – показатель адиабаты; f_1 – площади проходного сечения трубопроводов, м²; R – газовая постоянная, Дж/кг·К; T_m – температура в нагнетательной магистрали, К; S – эффективная площадь полости пневмоцилиндра, м²; p_H – давление компрессора, Па; x – текущее положение поршня пневмоцилиндра, м; x_{01} – отношение начальных («пассивных») объёмов V_{01} пневмопривода к полезной площади поршня поршневого и штоковой полости пневмоцилиндра соответственно; ξ_1 – коэффициент сопротивления подводящей линии; $\frac{dx}{dt}$ – скорость перемещения поршня, м/с.

Уравнение давления воздуха в выхлопной полости:

$$\frac{dp_2}{dt} = - \frac{k f_2 \sqrt{RT_M}}{S(L - x + x_{02}) \sqrt{\xi_2}} \left(\frac{p_2}{p_m} \right)^{\frac{k-1}{2k}} \sqrt{p_2^2 - p_a^2} + \frac{k p_2}{L - x + x_{02}} \cdot \frac{dx}{dt}, \quad (6)$$

где p_2 – давление воздуха в выхлопной магистрали, Па; k – показатель адиабаты; f_2 – площади проходного сечения трубопроводов, m^2 ; R – газовая постоянная, Дж/кг·К; T_m – температура в нагнетательной магистрали, К; S – эффективная площадь полости пневмоцилиндра, m^2 ; L – максимальный ход поршня, м; x – текущее положение поршня пневмоцилиндра, м; p_a – атмосферное давление, Па; x_{02} – отношение начальных («пасивных») объемов V_{02} пневмопривода к полезной площади поршня поршневой и штоковой полости пневмоцилиндра соответственно, м; ξ_2 – коэффициент сопротивления выхлопной линии; $\frac{dx}{dt}$ – скорость перемещения поршня, м/с.

Система дифференциальных уравнений может решаться различными численными методами (Эйлера, Рунге-Кутта и т.п.) при заданных начальных условиях, параметрах привода и управляющих воздействиях, функционально зависящих от координаты выходного звена [9].

Блок-схема математической модели представлена на рис. 4.

В соответствии с предлагаемой моделью была разработана программа математического моделирования системы пневмомеханического привода. На рис. 5 – 8 представлены графики изменения по времени давления в полости пневмоцилиндра, скорости движения поршней пневмоцилиндра, перемещения поршней пневмоцилиндра, изменения углового перемещения и угловой скорости планшайбы координатного стола.

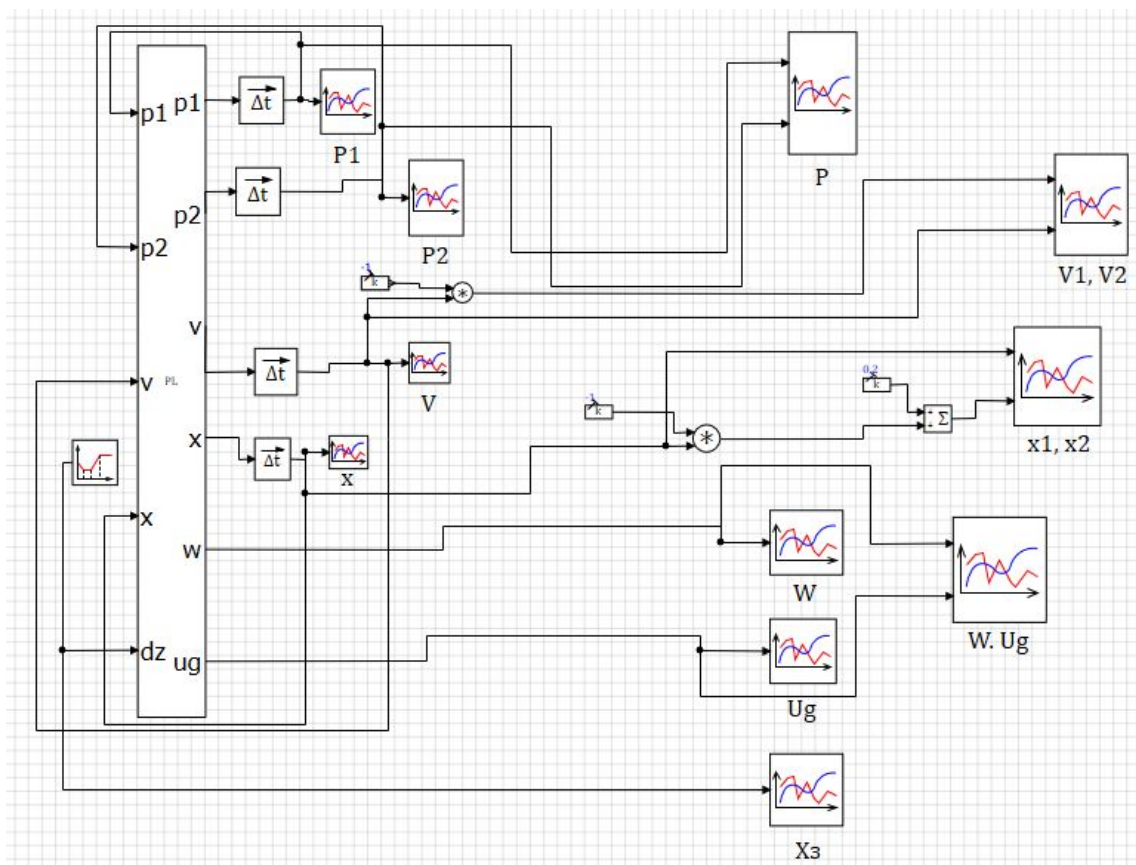


Рис. 4. Блок-схема математической модели пневмомеханического привода

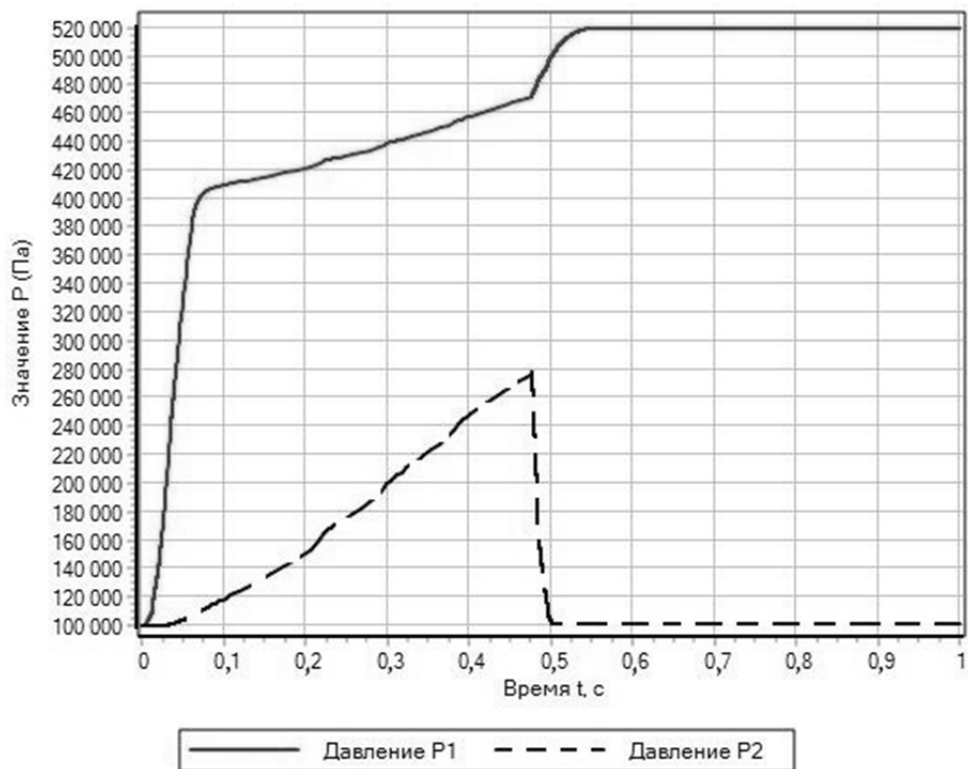


Рис. 5. График изменения давления в полостях пневмоцилиндра по времени

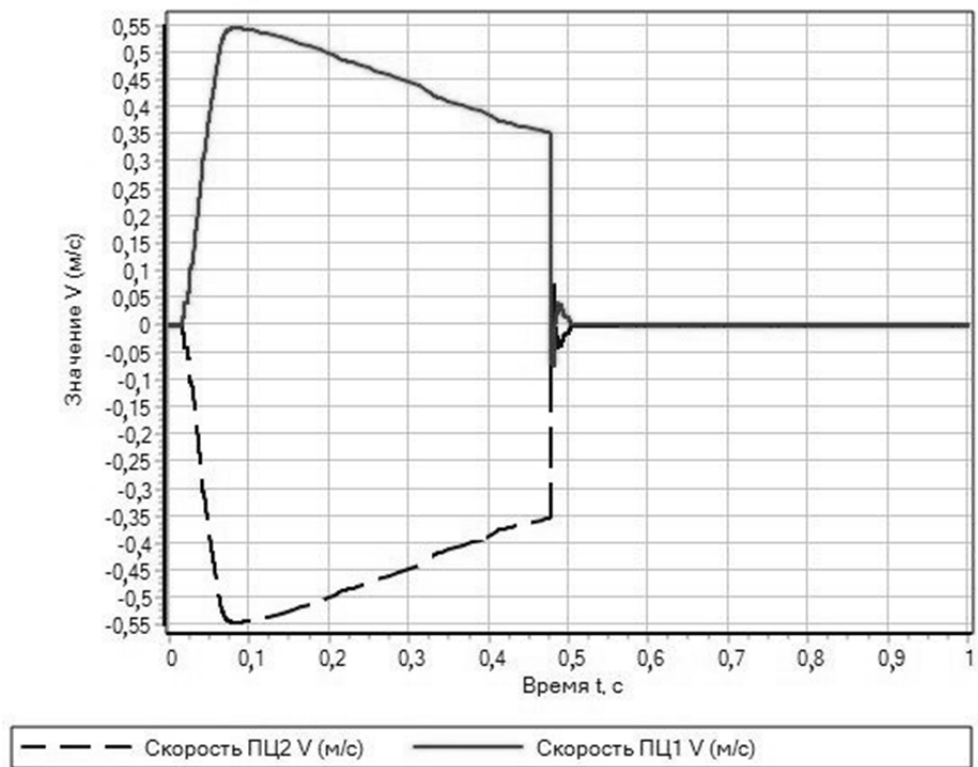


Рис. 6. График изменения скорости движения поршней пневмоцилиндра по времени

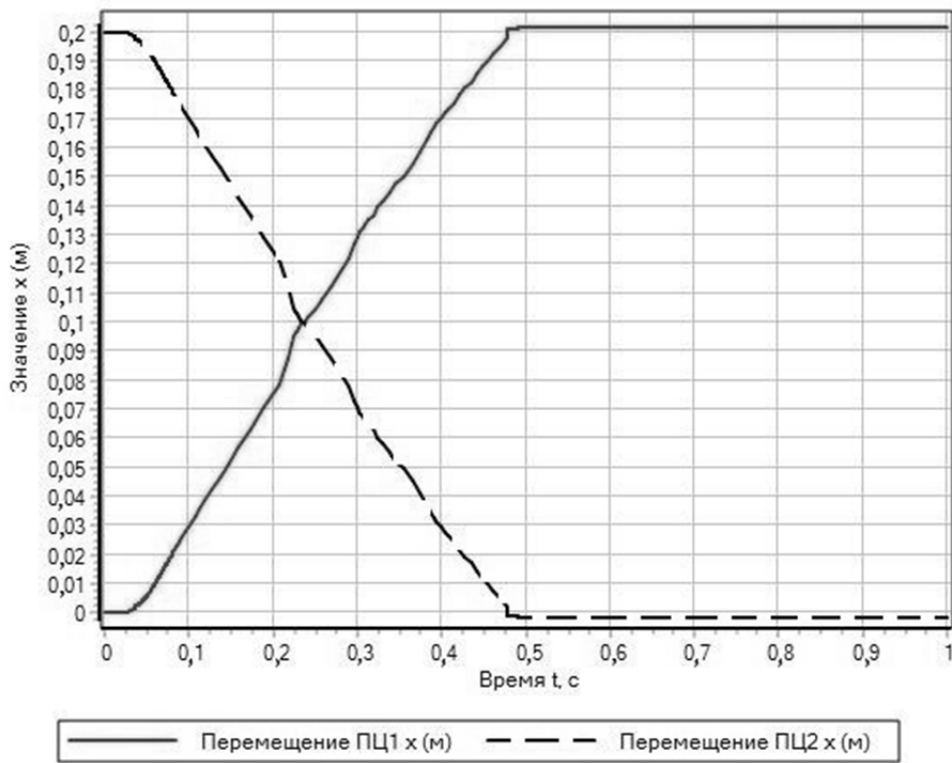


Рис. 7. График изменения перемещения поршня пневмоцилиндра по времени

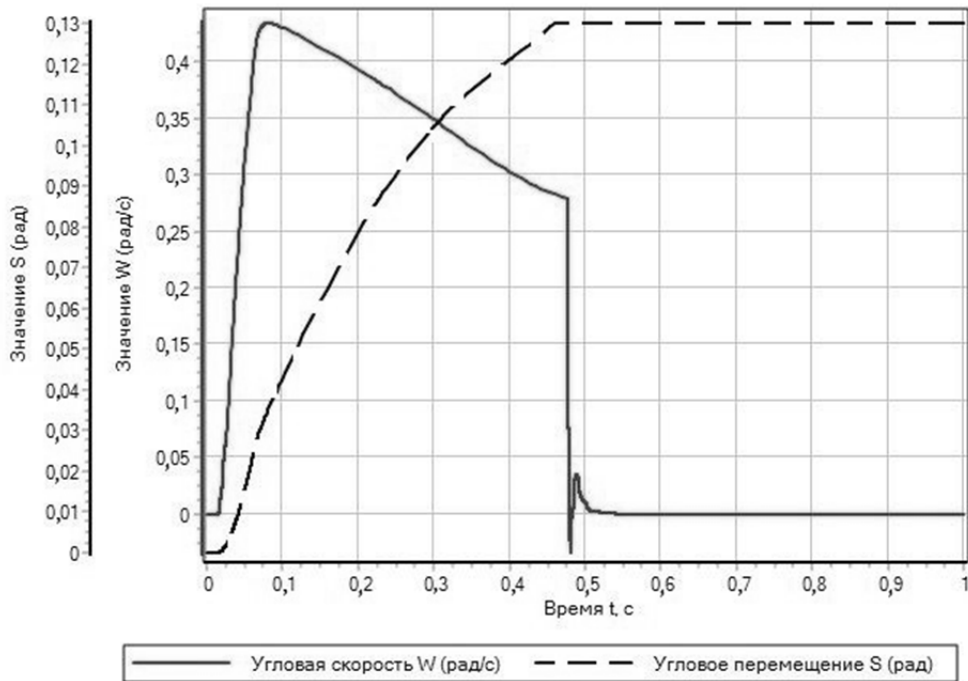


Рис. 8. График изменения углового перемещения и угловой скорости планшайбы координатного стола по времени

Выводы

Полученные результаты подтверждают функциональные возможности предлагаемого привода и позволяют оценить процессы, протекающие в нем при позиционировании объекта управления. По графикам можно определить что за 0,05 сек происходит переключение золотника распределителя, полное перемещение поршня пневмоцилиндра происходит за 0,47 сек с максимальной скоростью 0,55 м/с, что приводит во вращение планшайбу координатного стола через реечную передачу. Планшайба перемещается на 0,13 рад с максимальной угловой скоростью 0,45 рад/с, за один ход пневмоцилиндра. Предложенная модель привода позволяет проводить вычислительный эксперимент при различных позиционных циклах. Компьютерная модель может модернизироваться и корректироваться с целью введения иных управляющих воздействий и других параметров после проведения соответствующих экспериментов.

Библиографический список

1. Wang J., Gordon T. Energy optimal control of servo-pneumatic cylinders through nonlinear static feedback linearization // *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*. 2012. V. 134, Iss. 5. DOI: 10.1115/1.4006084
2. Дао Тхе Ань. Позиционный пневмопривод повышенного быстродействия и точности. Дис. ... канд. техн. наук. Ростов-на-Дону, 2016. 206 с.
3. Mosadegh B., Polygerinos P., Keplinger C., Wennstedt S., Shepherd R.F., Gupta U., Shim J., Bertoldi K., Walsh C.J., Whitesides G.M. Pneumatic networks for soft robotics that actuate rapidly // *Advanced Functional Materials*. 2014. V. 24, Iss. 15. P. 2163-2170. DOI: 10.1002/adfm.201470092
4. Sidorenko V.S., Korotych D.A., Grishenko V.I., Kharchenko A.N. Simulation of pneumatic actuator position system for long stroke mounting movements // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2021. V. 1029. DOI: 10.1088/1757-899X/1029/1/012039
5. Дао Т.А., Мажидов Р.Н. Моделирование процесса позиционирования пневмопривода промышленного робота // *Молодёжный научно-технический вестник*. 2014. № 6.
6. Prikhodko S.P., Sidorenko V.S., Kharchenko A.N., Grishenko V.I. High-speed pneumomechanical drive of the executive movements of machine mechanisms movements // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2021. V. 1029. DOI: 10.1088/1757-899x/1029/1/012015
7. Обухова Е.Н., Грищенко В.И. Моделирование динамики процесса позиционирования пневмопривода двустороннего действия // *Сборник трудов IV Всероссийской научно-технической конференции молодых ученых, аспирантов и студентов «Интеллектуальные системы, управление и мехатроника – 2018»* (29-31 мая 2018 г., Севастополь). Севастополь: СевГУ, 2018. С. 165-168.
8. Terryn S., Brancart J., Lefeber D., Assche G.V., Vanderborght B. Self-healing soft pneumatic robots // *Science Robotics*. 2017. V. 2, Iss. 9. DOI: 10.1126/scirobotics.aan4268
9. Галлямов Ш.Р., Стариков К.В., Целищев В.А. Экспериментальное исследование характеристик пневмопривода FESTO с пропорциональным распределителем расхода // *Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета*. 2011. Т. 15, № 1 (41). С. 26-33.

INVESTIGATION OF THE DYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE PNEUMATIC-MECHANICAL DRIVE OF THE INSTALLATION MOVEMENTS OF MACHINE MECHANISMS

© 2024

- S. P. Prikhodko** Assistant Professor, Postgraduate Student of the Department of “Hydraulics, Hydraulic and Pneumatic Control Systems and Thermal Processes”; Don State Technical University, Rostov-on-Don, Russian Federation; sergey.161.96@gmail.com
- V. S. Sidorenko** Doctor of Science (Engineering), Full Professor of the Department of “Hydraulics, Hydraulic and Pneumatic Control Systems and Thermal Processes”; Don State Technical University, Rostov-on-Don, Russian Federation; vsidorenko@donstu.ru
- D. A. Korotych** Assistant, Postgraduate Student of the Department of “Hydraulics, Hydraulic and Pneumatic Control Systems and Thermal Processes”; Don State Technical University, Rostov-on-Don, Russian Federation; daniilberuk@gmail.com

The creation of new and improvement of existing machines and mechanisms requires the development of drive engineering and the creation of new drive systems capable of competing with currently known circuit solutions. Under these conditions, the creation of combined pneumatic-mechanical drives is an important scientific and technical task. The purpose of this work is to increase the speed at a given accuracy of auxiliary movements of the target mechanisms of technological machines by creating a pneumatic-mechanical drive with improved energy and dynamic characteristics. The technical solution of a positioning pneumatic-mechanical drive of executive movements of technological equipment is presented, mathematical and computer models are developed. In this case, the method of solving the differential equation in the SimInTech program is used. As a result, an oscillogram of transients is obtained. The developed models allow for dynamic analysis of pneumatic-mechanical systems.

Positioning pneumatic-mechanical drive; drive system; target mechanism; technological equipment; mathematical model

Citation: Prikhodko S.P., Sidorenko V.S., Korotych D.A. Investigation of the dynamic characteristics of the pneumatic-mechanical drive of the installation movements of machine mechanisms. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 132-142. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-132-142

References

1. Wang J., Gordon T. Energy optimal control of servo-pneumatic cylinders through nonlinear static feedback linearization. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*. 2012. V. 134, Iss. 5. DOI: 10.1115/1.4006084
2. Dao The Anh. *Pozitsionnyy pnevmoprivod povyshennogo bystrodeystviya i tochnosti. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Positioning pneumatic actuator of increased speed and accuracy. Thesis for a Candidate Degree (Engineering)]. Rostov-on-Don, 2016. 206 p.
3. Mosadegh B., Polygerinos P., Keplinger C., Wennstedt S., Shepherd R.F., Gupta U., Shim J., Bertoldi K., Walsh C.J., Whitesides G.M. Pneumatic networks for soft robotics that actuate rapidly. *Advanced Functional Materials*. 2014. V. 24, Iss. 15. P. 2163-2170. DOI: 10.1002/adfm.201470092
4. Sidorenko V.S., Korotych D.A., Grishenko V.I., Kharchenko A.N. Simulation of pneumatic actuator position system for long stroke mounting movements. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2021. V. 1029. DOI: 10.1088/1757-899X/1029/1/012039
5. Dao T.A., Mazhidov R.N. Simulating the process of positioning an industrial robot pneumatic actuator. *Molodezhnyy Nauchno-Tekhnicheskii Vestnik*. 2014. No. 6. (In Russ.)

6. Prikhodko S.P., Sidorenko V.S., Kharchenko A.N., Grishenko V.I. High-speed pneumomechanical drive of the executive movements of machine mechanisms movements. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2021. V. 1029. DOI: 10.1088/1757-899x/1029/1/012015

7. Obukhova E.N., Grishchenko V.I. Modelirovanie dinamiki protsessa pozitsionirovaniya pnevmoprivoda dvustoronnego deystviya. *Sbornik trudov IV Vserossiyskoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii Molodykh Uchenykh, Aspirantov i Studentov «Intellektual'nye Sistemy, Upravlenie i Mekhatronika – 2018» (May, 29-31, 2018, Sevastopol)*. Sevastopol: Sevasopol State University Publ., 2018. P. 165-168. (In Russ.)

8. Terry S., Brancart J., Lefeber D., Assche G.V., Vanderborght B. Self-healing soft pneumatic robots. *Science Robotics*. 2017. V. 2, Iss. 9. DOI: 10.1126/scirobotics.aan4268

9. Gallyamov Sh.R., Starikov K.V., Celischev V.A. Experimental research of characteristics of the pneumatic actuator FESTO with proportional allocation of the expenditure. *Vestnik UGATU*. 2011. V. 15, no. 1 (41). P. 26-33. (In Russ.)

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ ПРОМЫШЛЕННОГО РОБОТА В ПРОЦЕССЕ ИНКРЕМЕНТАЛЬНОГО ФОРМООБРАЗОВАНИЯ

© 2024

- Н. А. Сазонникова** доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; nasazonnikova@yandex.ru
- В. Н. Илюхин** кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; iwnik@yandex.ru
- С. В. Сурудин** кандидат технических наук, доцент кафедры обработки металлов давлением; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; innosam63@gmail.com
- Д. А. Мезенцев** аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; sugucum@mail.ru

Показана актуальность использования лазерного трекера в составе автоматизированного технологического комплекса для повышения точности перемещений промышленного робота-манипулятора в процессе инкрементального формообразования. Сформулированы требования к измерительной системе технологического комплекса. Построена математическая модель величины сигнала, регистрируемого с помощью лазерного трекера по результатам измерения перемещений робота-манипулятора. Описан алгоритм корректировки перемещений робота в процессе инкрементального формообразования в реальном времени.

Инкрементальное формообразование; робот-манипулятор; точность перемещений; лазерный трекер; математическая модель

Цитирование: Сазонникова Н.А., Илюхин В.Н., Сурудин С.В., Мезенцев Д.А. Повышение точности перемещений промышленного робота в процессе инкрементального формообразования // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 143-156. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-143-156

Введение

В современных условиях в области обработки металлов давлением возрастают требования к гибкости производства и возможности быстро реагировать на требования заказчика. Большие возможности открывают современные информационные технологии, реализуемые с помощью автоматизированных технологических комплексов. Одним из наиболее перспективных направлений является инкрементальное формообразование с использованием промышленных роботов-манипуляторов. Такой подход позволяет отказаться от традиционной штамповой оснастки и оперативно переналаживать производство при освоении новых изделий. Номенклатура изделий может быть достаточно широкой, благодаря обработке с помощью роботов-манипуляторов, которые обеспечивают перемещение инструмента в широком диапазоне размеров по траекториям различной сложности [1; 2]. Вместе с тем для успешного внедрения технологии инкрементального формообразования необходимо обеспечить требуемую точность вы-

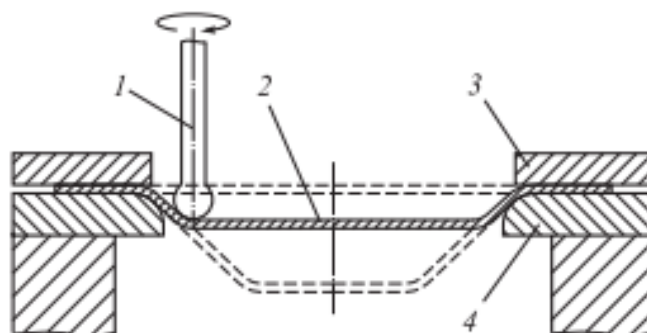
полнения размеров изделий. Современные роботы-манипуляторы характеризуются высокой повторяемостью перемещений, однако точность перемещений не всегда является достаточной. Решить эту проблему позволяет включение в состав автоматизированного комплекса лазерного трекара. Для повышения точности перемещений робота-манипулятора может проводиться его калибровка перед началом выполнения работы, а также применяется компенсация перемещений робота в процессе выполнения технологической операции [3 – 5].

Требования к точности изготовления и условия контроля становятся специфическими в условиях цифровой экономики [6]. Проведение контроля точности перемещений промышленного робота-манипулятора с использованием современных измерительных средств позволяет снизить затраты на конечный продукт, повысить целостность и эффективность процесса, оптимизировать метрологические процессы, уменьшить избыточность инструментов и повысить качество продукции и соответствие спецификации, проводить контроль с учётом специфики технологического процесса и влияния окружающей среды [7 – 9].

Лазерный трекаер представляет собой следящую триангуляционную измерительную систему, работающую в реальном масштабе времени [1; 10]. Для обеспечения требуемой точности измерения необходимо выбрать схему измерений, отвечающую условиям данного технологического процесса и определить влияние параметров измерительной системы на результаты оценки перемещений робота.

Технологический процесс инкрементального формообразования

Инкрементальное формообразование – процесс обработки листового материала, в котором заготовка локально деформируется пуансоном со сферическим торцом путём перемещения одного или нескольких инструментов вдоль заданного направления (рис. 1, 2). Концевые части заготовки при этом жёстко фиксируются между нижней плитой и прижимом. Кроме перемещения вдоль заданного пути для снижения влияния сил контактного трения пуансон вращается вокруг своей оси. Технология позволяет обрабатывать конструкционные, коррозионностойкие, высокопрочные и оцинкованные стали, цветные металлы, титан и другие материалы. Основное отличие от традиционных технологий состоит в том, что не требуется изготовление дорогостоящего формоизменяющего инструмента и использование мощного прессового оборудования, т.е. формоизменение выполняется не за счёт заполнения полости путём совмещения нижней и верхней гравюр штампа, а за счёт реализации перемещений инструмента по заданному контуру по заранее рассчитанным траекториям [11].



*Рис. 1. Принципиальная схема инкрементального формообразования
1 – пуансон; 2 – заготовка; 3 – прижим; 4 – нижняя плита*

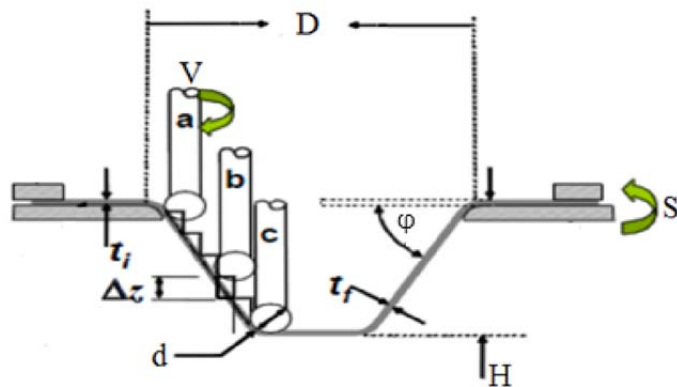


Рис. 2. Процесс инкрементального формообразования:

D – диаметр заготовки; V – скорость вращения пуансона; t_i – начальная толщина заготовки; ΔZ – величина приращения; d – диаметр пуансона; t_f – конечная толщина заготовки; φ – угол формовки; H – глубина; S – скорость перемещения пуансона

Для повышения точности получаемых изделий и расширения технологических возможностей используют различные схемы формоизменения [5]. Типовые схемы процесса инкрементального формообразования представлены на рис. 3.

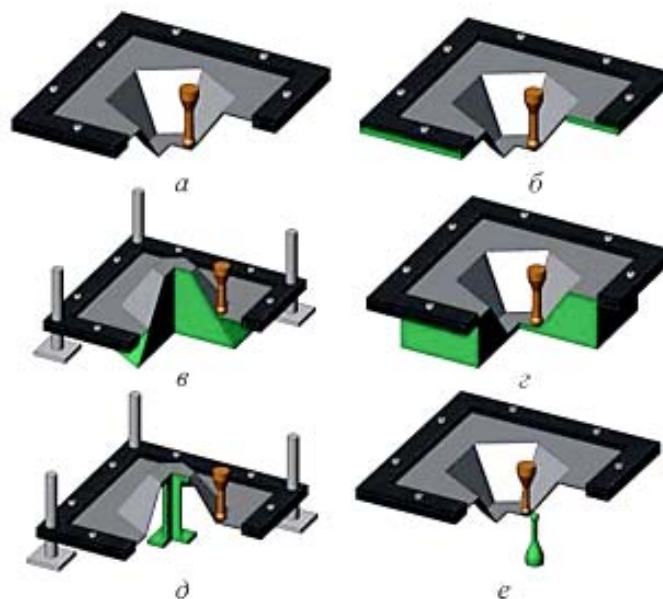


Рис. 3. Типовые схемы инкрементального формообразования:

a – с одним пуансоном; b – с пуансоном и опорной плитой под заготовкой; $в, г$ – с опорной матрицей; $д$ – с нижним подпором; $е$ – с контр-пуансоном

На данный момент технологии инкрементального формообразования находят все большее применение во всех областях промышленности благодаря своей универсальности, гибкости и скорости получения изделий. Поэтому необходимо дальше исследовать эту тему и усовершенствовать точность соответствия САМ (Computer-Aided Manufacturing) модели её готовому изделию при помощи лазерного трекера путём повышения точности позиционирования промышленного робота-манипулятора.

Перемещение пуансона может происходить за счёт станка с числовым программным управлением, но в таком случае размер детали будет ограничиваться размером координатного стола станка. Более целесообразным будет использование робота-манипулятора.

Современные роботы-манипуляторы характеризуются высокой повторяемостью перемещений, однако их точность недостаточна для многих технологических операций [12]. Для повышения точности их перемещений применяются калибровка с помощью лазерного трекера, а также корректировка в процессе выполнения технологической операции, что также осуществляется с применением лазерного трекера.

В данной работе рассматривались следующие условия технологического процесса инкрементального формообразования:

- материал заготовки: алюминий Д16Т толщиной 0,5 мм;
- размер заготовки: 200×200 мм по периметру, 200 мм глубина формообразования;
- скорость перемещения пуансона: от 0,5 м/мин до 10 м/мин;
- способ инкрементального формообразования: по контуру (рис. 4) без вращения пуансона;
- факторы, действующие в технологическом процессе: процесс выполняется при комнатных условиях;
- точность позиционирования инструмента: 0,06 мм.

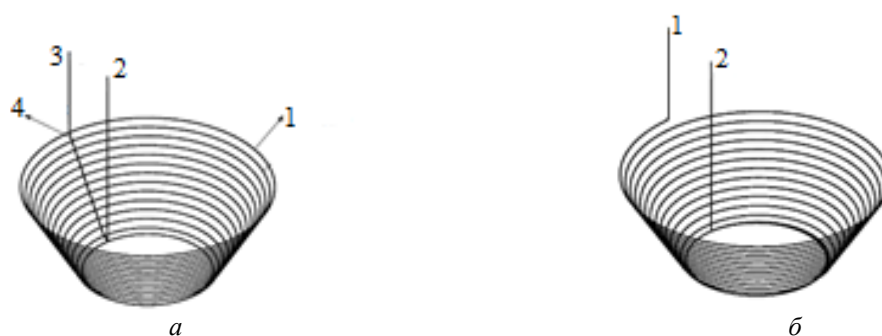


Рис. 4. Траектории движения инкрементального формообразования

а – по контуру; б – по спирали;

1 – контур движения пуансона; 2 – глубина формовки;

3 – поверхность формовки; 4 – шаг прохода пуансоном

Существует два способа инкрементального формообразования – по контуру и по спирали. При движении по контуру пуансон, прикрепленный через адаптер к роботу (рис. 4), описывает окружность заданного радиуса, далее происходит переход на окружность другого радиуса и так, пока не будут пройдены все контуры. При другом способе пуансон постоянно движется по спирали. При таком способе формования меньше шероховатость полученной поверхности по сравнению с формообразованием по контуру.

Автоматизированная технологическая установка

Автоматизированный промышленный комплекс для инкрементального формообразования (рис. 5) состоит из робота-манипулятора KUKAKR 160 R1570 (далее – робота) [13], лазерного трекера и оптических элементов измерительной системы – отражателей, а также компьютера с программой управления.

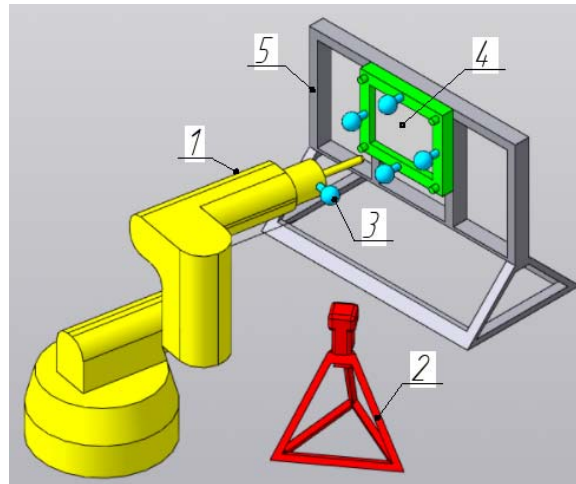


Рис. 5. Автоматизированный комплекс для инкрементального формообразования:
 1 – робот-манипулятор; 2 – лазерный трекер; 3 – отражатель;
 4 – заготовка; 5 – оснастка для заготовки

Компьютер соединён с лазерным трекером и контроллером робота (рис. 6). Задача компьютерной управляющей программы (рис. 7) – сравнение текущих координат ТСП (Tool Center Point) робота, полученных в результате измерения с помощью трекера, с координатами, заданными в CAD (Computer-Aided Technologies) модели и отправка корректирующей информации к роботу-манипулятору в режиме реального времени [14].

Так как цикл обработки (цикл общения) Robot System Interface (RSI) робота составляет 4 мс, а у внешней системы он жёстко не определён, то было принято решение посылать данные с внешней системы в систему управления робота каждые 4 мс. Для этого на роботе создавалась отдельная подсеть, через которую он по протоколу UDP общался только с внешней системой. Формат общения при этом задавался одинаковый в системе управления робота (через *.xml файл) и во внешней системе. Рабочая частота обмена данными составляла 250 Гц.

По результатам измерений определяется, насколько точно выполняется перемещение, т.е. не превышает ли разность действительного и требуемого значения размера допустимую величину. Если превышения нет, то управляющая программа не будет осуществлять коррекцию.

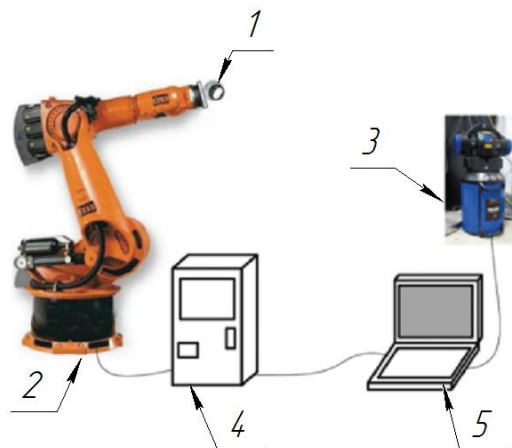


Рис. 6. Состав и связь компонентов автоматизированного комплекса:
 1 – отражатель; 2 – робот-манипулятор; 3 – лазерный трекер;
 4 – контроллер робота; 5 – компьютер с управляющей программой

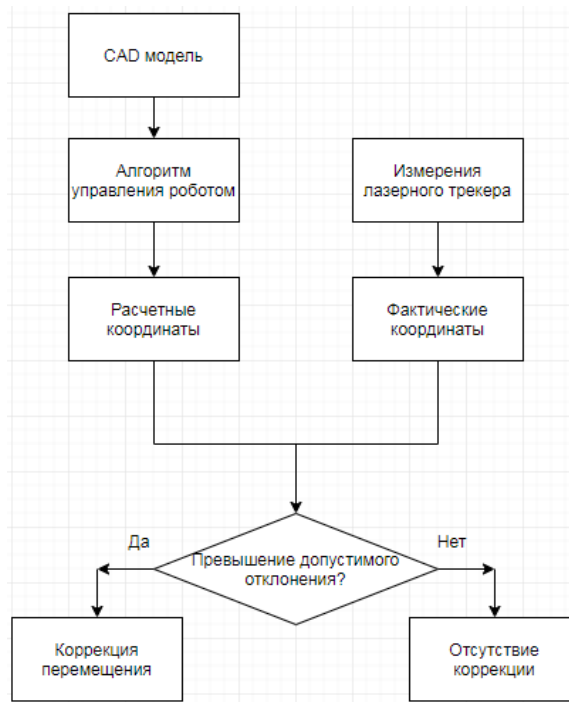


Рис. 7. Блок-схема алгоритма компенсации перемещений робота в процессе инкрементального формообразования

Робот-манипулятор имеет шесть степеней свободы и используется для перемещения пуансона. Он развивает необходимую для деформации силу, передавая её на заготовку через пуансон. Робот позволяет перемещать пуансон и осуществлять трёхмерное деформирование, тем самым создавая из плоской заготовки объёмную деталь, заранее спроектированную в специальном пакете САД программ (SolidWorks, Компас, Solid-Edge, GibbCam).

Лазерный трекер необходим для контроля за точностью перемещения робота-манипулятора. Измерение координат инструментального центра робота трекером позволяет отслеживать реальное положение пуансона в пространстве и сравнивать его с теоретическим, которое рассчитал контроллер робота, и если эти координаты отличаются на величину, превышающую допустимую, то полученные от трекера данные используются для формирования корректирующего воздействия на робота и позволяют повысить точность технологического процесса инкрементального формообразования.

В составе автоматизированного комплекса используется робот KUKAKR 160 R1570, который относится к промышленным роботам средней грузоподъёмности, к классу манипуляторов. Такие типы роботов широко применяется в производстве, так как могут выполнять большое количество различных технологических операций.

Математическая модель величины сигнала на выходе пропорционально-интегрально-дифференцирующего (ПИД) регулятора

Чтобы определить ожидаемую общую погрешность измерений, сначала следует построить математическую модель системы измерений автоматизированного комплекса, отражающую влияние параметров измерительной системы и лазерного трекера на точность определения геометрических параметров перемещений инструментального центра робота. Так как измерения проводятся в полярной системе координат (рис. 8), то результаты измерений состоят из значения расстояния (S), вертикального угла (V) горизонтального угла (H_z). Эти три значения являются сферическими координатами изме-

ренной точки. Декартовы координаты точки P затем вычисляются с использованием уравнений:

$$X = S \sin(V) \cos(Hz) \quad (1)$$

$$Y = S \sin(V) \sin(Hz) \quad (2)$$

$$Z = S \cos(V) \quad (3)$$

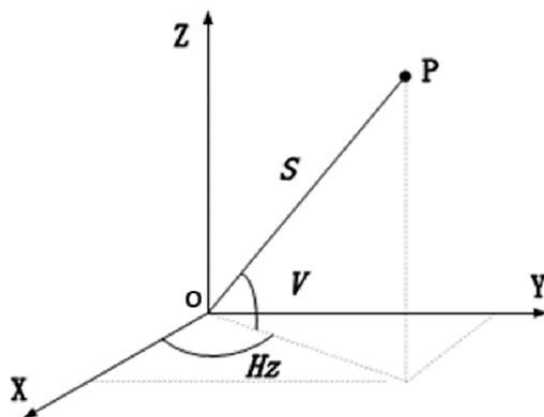


Рис. 8. Полярная система измерений лазерного трекера:
 S – расстояние до точки; V – вертикальный угол;
 H_z – горизонтальный угол; P – точка в пространстве

Ниже представлено описание модели перемещения пуансона по криволинейной траектории. Рассматриваемая траектория лежит в вертикальной плоскости, перпендикулярно оси пуансона. В процессе инкрементального формообразования заготовка обрабатывается пуансоном, который перемещается по дуге окружности заданного радиуса. Данная траектория обуславливается частотой её использования при изготовлении деталей, получаемых именно круговыми движениями пуансона во время производственного процесса формообразования [15; 16].

В модели определяются значения координат перемещения робота, затем они переводятся в систему координат робота. Перемещение пуансона происходит в плоскости XOZ , при этом перемещения по оси Y (рис. 9) нет. Зная три точки на описываемой окружности $C_1(x_1, y_1, z_1)$, $C_2(x_2, y_2, z_2)$, $C_3(x_3, y_3, z_3)$ (точка начала окружности, промежуточная и конечная, соответственно) можно вычислить координату центра этой окружности $C_0(x_0, y_0, z_0)$, так как эта точка лежит в той же плоскости (рис. 9). Перемещение происходит в плоскости XOZ , поэтому составляющая $Y = \text{const}$, (ось Y направлена вдоль оси изделия).

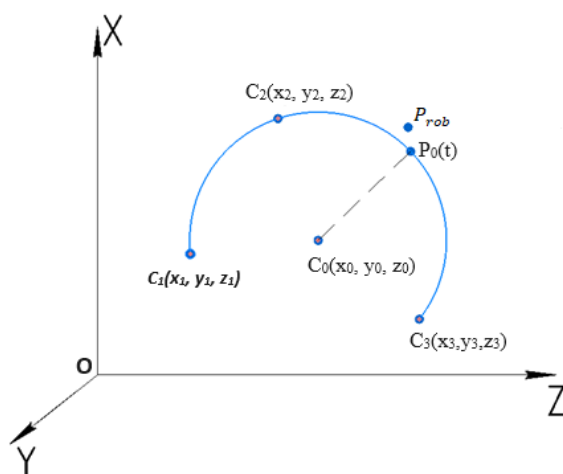


Рис. 9. Схема перемещения пуансона по окружности в процессе инкрементального формообразования

Параметры окружности, создаваемой пуансоном описываются уравнениями:

$$\begin{bmatrix} x_0 - x_1 & z_0 - z_1 \\ x_2 - x_1 & z_2 - z_1 \\ x_3 - x_1 & z_3 - z_1 \end{bmatrix} = 0, \quad (4)$$

$$\begin{cases} (x_1 - x_0)^2 + (z_1 - z_0)^2 = R^2, \\ (x_2 - x_0)^2 + (z_2 - z_0)^2 = R^2, \\ (x_3 - x_0)^2 + (z_3 - z_0)^2 = R^2, \end{cases} \quad (5)$$

где R – радиус окружности.

С учётом (5) значения координат центра и радиуса окружности можно представить в матричной форме:

$$\begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_1 & B_1 & C_1 \\ A_2 & B_2 & C_2 \\ A_3 & B_3 & C_3 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} D_1 \\ D_2 \\ D_3 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

где A_1, B_1, C_1 – параметры, которые можно описать как:

$$\left\{ \begin{array}{l} A_1 = 0 \\ B_1 = (z_2 - z_1)(x_3 - x_1) - (x_2 - x_1)(z_3 - z_1) \\ C_1 = 0 \\ D_1 = -A_1 x_1 - B_1 y_1 - C_1 z_1 \\ A_2 = 2(x_2 - x_1) \\ B_2 = 0 \\ C_2 = 2(z_2 - z_1) \\ D_2 = x_1^2 + y_1^2 + z_1^2 - x_2^2 - y_2^2 - z_2^2 \\ A_3 = 2(x_3 - x_1) \\ B_3 = 0 \\ C_3 = 2(z_3 - z_1) \\ D_3 = x_1^2 + y_1^2 + z_1^2 - x_3^2 - y_3^2 - z_3^2. \end{array} \right. \quad (7)$$

В рассматриваемом случае $y_0 = y_1 = y_2 = y_3 = y_0$, поэтому A_1, B_2, B_3, C_1 – это нормальные векторы к плоскости.

Позиция пуансона в каждый момент времени описывается как $P(t)$ и может быть рассчитана по формулам:

$$A_1(x(t) - x_1) + B_1(y(t) - y_1) + C_1(z(t) - z_1) = 0. \quad (8)$$

Проекцию кривой на плоскость XOZ можно описать как:

$$\begin{bmatrix} x_{rob}(t) \\ y_{rob}(t) \\ z_{rob}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_1 & B_1 & C_1 \\ B_1 & -A_1 & 0 \\ C_1 & 0 & -A_1 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} A_1 x_1 + B_1 y_1 \\ B_1 x(t) - A_1 y_1 \\ C_1 x(t) - A_1 z(t) \end{bmatrix}, \quad (9)$$

$$(x_0(t) - x_0)^2 + (z_0(t) - z_0)^2 = R^2, \quad (10)$$

$$\frac{x_0(t) - x_0}{x_p(t) - x_0} = \frac{z_0(t) - z_0}{z_p(t) - z_0}. \quad (11)$$

Следовательно, теоретическое положение во время перемещения по дуге окружности в начальный момент времени, а именно $P_0(t)$, может быть описана как:

$$\left\{ \begin{array}{l} x_0(t) = \sqrt{\frac{R}{1 + \left(\frac{z_0(t) - z_0}{x_0(t) - x_0}\right)^2}} \\ z_0(t) = \frac{(x_0(t) - x_0)(z(t) - x_0)}{x(t) - x_0} + z_0 \\ \sqrt{(x_0(t) - x(t))^2 + (z(t) - z_0(t))^2} < R \end{array} \right. \quad (12)$$

Матрица однородного преобразования между базовой системой координат робота и системой координат лазерного трекера:

$${}^i_b T = \begin{bmatrix} n_x & o_x a_x & p_x \\ n_y & o_y a_y & p_y \\ n_z & o_z a_z & p_z \\ 0 & 00 & 1 \end{bmatrix}, \quad (13)$$

где n – нормальный вектор; o – вектор направления; a – вектор приближения, который представляет отношение вращения между базовой системой координат робота и системой координат лазерного трекера.

Вектор p показывает соотношение между системами координат лазерного трекера и робота:

$${}^i_b T \cdot P_{rob} = P_{tracker}, \quad (14)$$

где P_{rob} – положение в системе координат робота; $P_{tracker}$ – положение в системе координат лазерного трекера.

Положение в системе координат лазерного трекера можно преобразовать в базовую систему координат робота через следующее уравнение:

$$P_{rob} = {}^tT^{-1} \cdot P_{tracker} \cdot \quad (15)$$

Следовательно, ошибки в каждый момент пути в системе координат лазерного трекера могут быть преобразованы в ошибки в базовой системе координат робота через следующее уравнение:

$$\Delta P_{rob}(t) = \begin{bmatrix} \Delta x_{rob}(t) \\ \Delta y_{rob}(t) \\ \Delta z_{rob}(t) \\ 0 \end{bmatrix} = {}^tT^{-1} P_{tracker}(t) = {}^tT^{-1} \begin{bmatrix} x_0 - x_{rob}(t) \\ y_0 - y_{rob}(t) \\ z_0 - z_{rob}(t) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (16)$$

где $\Delta x_{rob}(t), \Delta y_{rob}(t), \Delta z_{rob}(t)$ – ошибки позиционирования по осям в реальном времени.

В процессе работы алгоритма компенсации может возникнуть статическая ошибка регулирования, также ошибка может накапливаться, что приведёт в итоге к неправильной работе алгоритма. Для компенсации этих ошибок целесообразно использовать ПИД-регулятор (рис. 10).

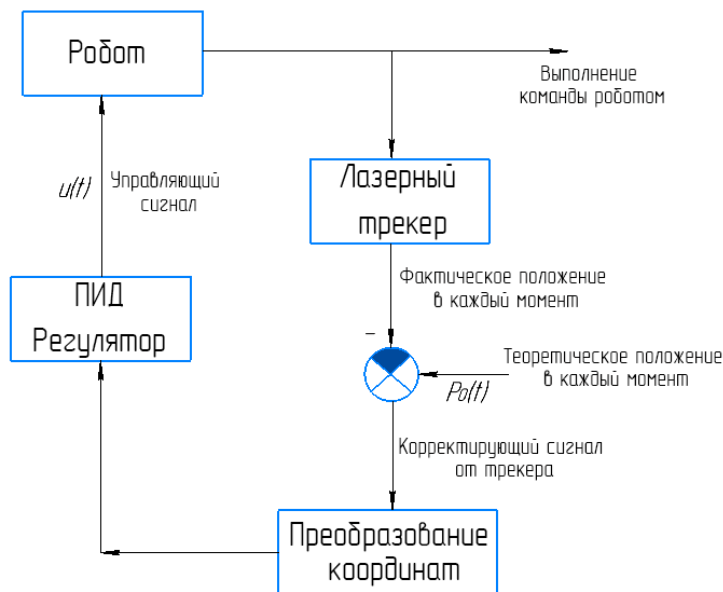


Рис. 10. Схема автоматизированного комплекса с использованием ПИД-регулятора

Выходное значение управляющего воздействия ПИД-регулятора можно описать уравнением:

$$u(t) = K_p \cdot {}^tT^{-1} \begin{bmatrix} x_0(t) - x_{rob}(t) \\ y_0(t) - y_{rob}(t) \\ z_0(t) - z_{rob}(t) \\ 0 \end{bmatrix} + K_i \cdot {}^tT^{-1} \sum \begin{bmatrix} x_0(t) - x_{rob}(t) \\ y_0(t) - y_{rob}(t) \\ z_0(t) - z_{rob}(t) \\ 0 \end{bmatrix} + K_D \cdot {}^tT^{-1} \begin{bmatrix} x_0(t) - x_0(t-1) - x_{rob}(t) + x_{rob}(t-1) \\ y_0(t) - y_0(t-1) - y_{rob}(t) + y_{rob}(t-1) \\ z_0(t) - z_0(t-1) - z_{rob}(t) + z_{rob}(t-1) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (17)$$

где $u(t)$ – выходное значение управляющего воздействия ПИД-регулятора; K_p – пропорциональный коэффициент; K_i – интегральный коэффициент; K_D – дифференциальный коэффициент.

Линейная свертка не выполнялась, ПИД-регулятор работал непосредственно с данным набором параметров.

При моделировании целесообразно учитывать параметры системы, которые ограничивают точность измерений лазерного трекера:

- расстояние от трекера до отражателя;
- угол падения излучения на отражатель;
- расстояние между отражателями на оснастке;
- расстояние от отражателя на ТСП до плоскости заготовки;
- стабильность геометрических параметров оснастки.

Для оценки составляющих погрешности измерительной системы целесообразно использовать численное моделирование. В дальнейшем будет проведено экспериментальное исследование по оценке стабильности технологической оснастки.

Заключение

В данной работе показана актуальность применения и совершенствования технологического процесса инкрементального формообразования. Описан состав автоматизированного технологического комплекса и показана целесообразность использования лазерного трекера в его составе для оценки точности перемещений роботоманипулятора. Предложенная математическая модель описывает формирование управляющего сигнала по результатам измерения перемещений инструментального центра робота с последующей оценкой величины рассогласования заданных и действительных координат, а также позволяет оценить точность соблюдения траектории перемещения инструмента при изготовлении осесимметричных деталей.

Библиографический список

1. Arshad S., Rashid A., Melander A. Single point incremental forming. A study of forming parameters, forming limits and part accuracy of Aluminium 2024, 6061 and 7475 alloys. Stockholm: KTH Royal Institute of technology Stockholm, 2012. 102 p.
2. Medina-Sanchez G., Torres-Jimenez E., Lopez-Garcia R., Dorado-Vicente R., Cazalla-Moral R. Temperature influence on single incremental forming of PVC parts // *Procedia Manufacturing*. 2017. P. 335-342. DOI: 10.1016/j.promfg.2017.09.085
3. Li L., Zhao Ch., Li Ch., Qin Sh. End position detection of industrial robots based on laser tracker // *Instrumentation Measure Métrologie*. 2019. V. 18, Iss. 5. P. 459-464. DOI: 10.18280/i2m.180505
4. Lu X., Jiang T. Working pose measurement and quality evaluation of rotary drilling rig based on laser tracker // *Optik*. 2019. V. 187. P. 311-317. DOI: 10.1016/j.ijleo.2019.04.137
5. Kamali K., Joubair A., Bonev I.A., Bigras P. Elasto-geometrical calibration of an industrial robot under multidirectional external loads using a laser tracker // *IEEE International Conference on Robotics and Automation (May, 16-21, 2016, Stockholm, Sweden)*. 2016. DOI: 10.1109/icra.2016.7487630
6. Морев Д.С., Блохин Д.А., Кольцов А.Г. Исследование точности промышленного робота при работе в составе гибких производственных модулей //

Динамика систем, механизмов и машин. 2019. Т. 7, № 3. С. 79-86. DOI: 10.25206/2310-9793-7-3-79-86

7. Ванцов С.В., Соколов В.А., Хомутская О.В. Анализ проблем точности прецизионных промышленных роботов // Научное приборостроение. 2021. Т. 31, № 4. С. 110-119. DOI: 10.18358/np-31-4-i110119

8. Баланев Н.В., Янов Р.А. Анализ факторов, влияющих на точность позиционирования промышленного робота и методы обеспечения заданной точности // Достижения науки и образования. 2016. № 1 (2). С. 11-14.

9. Flynn R., Christensen K., Ryan R. Automated metrology solution to reduce downtime and de-skill tooling recertification // SAE International Journal of Aerospace. 2012. V. 5, Iss. 1. P. 49-56. DOI: 10.4271/2012-01-1869

10. Praveen K., Lingam R., Reddy N.V. Tool path design system to enhance accuracy during double sided incremental forming: An analytical model to predict compensations for small/large components // Journal of Manufacturing Processes. 2020. V. 58. P. 510-523. DOI: 10.1016/j.jmapro.2020.08.014

11. Medina-Sanchez G., Torres-Jimenez E., Lopez-Garcia R., Dorado-Vicente R., Casalla-Moral R. The effect of temperature on the one-time step-by-step molding of PVC parts. University of Jaena, Spain, 2017. P. 335-342.

12. Nubiola A., Bonev I.A. Absolute calibration of an ABB IRB1600 robot using a laser tracker // Robotics and Computer-Integrated Manufacturing. 2013. V. 29, Iss. 1. P. 236-245. DOI: 10.1016/j.rcim.2012.06.004

13. Moeller Ch., Schmidt H.Ch., Koch P., Boehlmann Ch., Kothe S., Wollnack J., Wollnack H. Real time pose control of an industrial robotic system for machining of large scale components in aerospace industry using laser tracker system // SAE International Journal of Aerospace. 2017. V. 10, Iss. 2. P. 100-108. DOI: 10.4271/2017-01-2165

14. Kubela T., Pochyly A., Singule V. Assessment of industrial robots accuracy in relation to accuracy improvement in machining processes // IEEE International Power Electronics and Motion Control Conference (September, 25-28, 2016, Varna, Bulgaria). 2016. DOI: 10.1109/EPEPEMC.2016.7752083

15. Racz S.-G., Crenganiş M., Breaz R.-E., Bârsan A., Gîrjob C.-E., Biriş C.-M., Tera M. Integrating trajectory planning with kinematic analysis and joint torques estimation for an industrial robot used in incremental forming operations // Machines. 2022. V. 10, Iss. 7. DOI: /10.3390/machines10070531

16. Сазонникова Н.А., Илюхин В.Н., Сурудин С.В., Мезенцев Д.А. Контроль оснастки для инкрементального формообразования с помощью лазерного трекера // Динамика и виброакустика. 2021. Т. 7, № 4. С. 30-39. DOI: 10.18287/2409-4579-2021-7-4-30-39

IMPROVING THE ACCURACY OF INDUSTRIAL ROBOT MOVEMENTS IN THE PROCESS OF INCREMENTAL SHAPING

© 2024

N. A. Sazonnikova Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
nasazonnikova@yandex.ru

V. N. Ilyukhin Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
iwnik@yandex.ru

S. V. Surudin Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Metal Forming;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
innosam63@gmail.com

D. A. Mezentsev Postgraduate Student, Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
curucum@mail.ru

The paper shows the relevance of using a laser tracker as part of an automated technological complex to improve the accuracy of movements of an industrial robot manipulator in the process of incremental shaping. The requirements for the measuring system of the technological complex are formulated. A mathematical model of the magnitude of the signal recorded using a laser tracker based on the results of measuring the movements of the robot manipulator is constructed. An algorithm for correcting robot movements in the process of incremental shaping in real time is described.

Incremental shaping; robot manipulator; movement accuracy; laser tracker; mathematical model

Citation: Sazonnikova N.A., Ilyukhin V.N., Surudin S.V., Mezentsev D.A. Improving the accuracy of industrial robot movements in the process of incremental shaping. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 143-156. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-143-156

References

1. Arshad S., Rashid A., Melander A. Single point incremental forming. A study of forming parameters, forming limits and part accuracy of Aluminium 2024, 6061 and 7475 alloys. Stockholm: KTH Royal Institute of technology Stockholm, 2012. 102 p.
2. Medina-Sanchez G., Torres-Jimenez E., Lopez-Garcia R., Dorado-Vicente R., Cazalla-Moral R. Temperature influence on single incremental forming of PVC parts. *Procedia Manufacturing*. 2017. P. 335-342. DOI: 10.1016/j.promfg.2017.09.085
3. Li L., Zhao Ch., Li Ch., Qin Sh. End position detection of industrial robots based on laser tracker. *Instrumentation Measure Métrologie*. 2019. V. 18, Iss. 5. P. 459-464. DOI: 10.18280/i2m.180505
4. Lu X., Jiang T. Working pose measurement and quality evaluation of rotary drilling rig based on laser tracker. *Optik*. 2019. V. 187. P. 311-317. DOI: 10.1016/j.ijleo.2019.04.137
5. Kamali K., Joubair A., Bonev I.A., Bigras P. Elasto-geometrical calibration of an industrial robot under multidirectional external loads using a laser tracker. *IEEE International Conference on Robotics and Automation (May, 16-21, 2016, Stockholm, Sweden)*. 2016. DOI: 10.1109/icra.2016.7487630
6. Morev D.S., Blokhin D.A., Koltzov A.G. Research of accuracy of industrial robot at work as part of flexible machining cells. *Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines*. 2019. V. 7, no. 3. P. 79-86. (In Russ.). DOI: 10.25206/2310-9793-7-3-79-86
7. Vantsov S.V., Sokolov V.A., Khomutskaya O.V. Analysis of accuracy problems of precision industrial robots. *Nauchnoe Priborostroenie*. 2021. V. 31, no. 4. P. 110-119. (In Russ.). DOI: 10.18358/np-31-4-i110119
8. Balanov N.V., Yanov R.A. Analysis of factors affecting the positioning accuracy of industrial robots and methods for ensuring specified accuracy. *Dostizheniya Nauki i Obrazovaniya*. 2016. No. 1 (2). P. 11-14. (In Russ.)
9. Flynn R., Christensen K., Ryan R. Automated metrology solution to reduce downtime and de-skill tooling recertification. *SAE International Journal of Aerospace*. 2012. V. 5, Iss. 1. P. 49-56. DOI: 10.4271/2012-01-1869
10. Praveen K., Lingam R., Reddy N.V. Tool path design system to enhance accuracy during double sided incremental forming: An analytical model to predict compensations for small/large components. *Journal of Manufacturing Processes*. 2020. V. 58. P. 510-523. DOI: 10.1016/j.jmapro.2020.08.014

11. Medina-Sanchez G., Torres-Jimenez E., Lopez-Garcia R., Dorado-Vicente R., Casalla-Moral R. The effect of temperature on the one-time step-by-step molding of PVC parts. University of Jaena, Spain, 2017. P. 335-342.
12. Nubiola A., Bonev I.A. Absolute calibration of an ABB IRB1600 robot using a laser tracker. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*. 2013. V. 29, Iss. 1. P. 236-245. DOI: 10.1016/j.rcim.2012.06.004
13. Moeller Ch., Schmidt H.Ch., Koch P., Boehlmann Ch., Kothe S., Wollnack J., Wollnack H. Real time pose control of an industrial robotic system for machining of large scale components in aerospace industry using laser tracker system. *SAE International Journal of Aerospace*. 2017. V. 10, Iss. 2. P. 100-108. DOI: 10.4271/2017-01-2165
14. Kubela T., Pochyly A., Singule V. Assessment of industrial robots accuracy in relation to accuracy improvement in machining processes. *IEEE International Power Electronics and Motion Control Conference (September, 25-28, 2016, Varna, Bulgaria)*. 2016. DOI: 10.1109/EPEPEMC.2016.7752083
15. Racz S.-G., Crenganiş M., Breaz R.-E., Bârsan A., Gîrjob C.-E., Biriş C.-M., Tera M. Integrating trajectory planning with kinematic analysis and joint torques estimation for an industrial robot used in incremental forming operations. *Machines*. 2022. V. 10, Iss.7. DOI: /10.3390/machines10070531
16. Sazonnikova N.A., Ilyukhin V.N., Surudin S.V., Mezentsev D.A. Control of equipment for incremental forming using a laser tracker. *Journal of Dynamics and Vibroacoustics*. 2021. V. 7, no. 4. P. 30-39. (In Russ.). DOI: 10.18287/2409-4579-2021-7-4-30-39

МОДЕЛИ ШИРИНЫ СПЕКТРАЛЬНОЙ ЛИНИИ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВЫХОДНОГО ВАЛА РЕДУКТОРА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2024

А. Е. Сундуков кандидат технических наук, технический директор;
ООО «ПКФ «ТСК», г. Самара;
sunduckov@mail.ru

Е. В. Шахматов академик Российской академии наук, заведующий кафедрой
автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский
университет имени академика С.П. Королёва;
shakhm@ssau.ru

Редукторы авиационных газотурбинных двигателей являются наиболее напряжёнными их узлами. Это предполагает необходимость наличия способов контроля их технического состояния. Практика показывает, что наиболее эффективным методом является вибродиагностика. Однако она требует использования сложных измерительных систем и специалистов высокой квалификации. В настоящей работе показано, что погрешности изготовления и сборки зубчатого зацепления, характеристики режима работы машины конструктивные факторы, частотная модуляция от флуктуации частоты вращения ротора двигателя на стационарном режиме его работы и износ боковых поверхностей зубьев определяют ширину спектральной линии частоты вращения выходного вала редуктора. Используя полученные результаты по разработке модели ширины зубцовой спектральной линии, получены соотношения для ширины спектральной линии сигнала «штатного» тахометрического датчика частоты вращения выходного вала редуктора и соответствующей спектральной линии его вибрации. Предложены модели для определения ширины спектральной линии частоты вращения выходного вала отремонтированных и вновь изготовленных редукторов и редукторов с износом боковых поверхностей зубьев. Это позволило разработать ряд новых диагностических признаков дефекта. Применительно к редуктору одного из турбовинтовых двигателей приведено несколько примеров их использования. Полученные результаты предоставляют возможность оценивать его техническое состояние в процессе эксплуатации.

Газотурбинный двигатель; редуктор; износ боковых поверхностей зубьев; выходной вал редуктора; модели ширины спектральных составляющих; ширины спектральной линии

Цитирование: Сундуков А.Е., Шахматов Е.В. Модели ширины спектральной линии частоты вращения выходного вала редуктора газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 157-166. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-157-166

Введение

Редукторы авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) являются одними из наиболее нагруженных их узлов. Относительно высокие частоты вращения входных валов, действие высоких нагрузок и температур, значительная доля работы на нестационарных режимах, широкий частотный диапазон вибрационных нагрузок в виде изгибно-крутильных колебаний часто приводят к тому, что именно этот узел определяет ресурс двигателя [1; 2].

Контроль технического состояния редукторов авиационных ГТД осуществляется несколькими способами: путём оценки наличия стружки в масле, измерением температуры и давления масла, инструментальным визуальным контролем. Практика показывает, что наиболее эффективным является оценка технического состояния редуктора по его вибрации. Контроль технического состояния двигателей на объекте выполняется измерением довольно большого количества параметров, в том числе и вибрационных. Однако «штатные» виброизмерительные системы имеют относительно узкий частот-

ный диапазон, определяемый частотами вращения роторов двигателя и процессами в камерах сгорания. Контроль и диагностика зубчатых зацеплений роторных машин ведётся, как правило, по параметрам зубцевой гармоники. Её частота для редукторов авиационных ГТД может составлять несколько килогерц. При этом рекомендуется использовать интенсивность нескольких кратных ей гармоник [3]. Следовательно, это требует постановки дополнительных вибропреобразователей на двигатель и использования широкополосных измерительных средств с последующими периодическими измерениями, которые можно выполнять во время регламентных работ.

Наиболее распространённым дефектом авиационных редукторов является износ боковых поверхностей зубьев. Опасность износа заключается в генерации высокочастотной вибрации, вызывающей резонансные колебания элементов конструкции двигателя и усталостные их поломки [4; 5]. Включение в перечень регламентных работ оценки вибрационного состояния редуктора приведёт к их существенному усложнению и удорожанию. Кроме того, существует опасность пропуска критического развития дефекта. Наличие математических моделей существенно упрощают выявление дефектов роторных машин. Анализ литературных источников не позволил выявить модели отдельных составляющих спектра. В настоящей работе предложены математические модели для определения ширины спектральных линий выходного вала редуктора как для сигнала «штатного» тахометрического датчика частоты его вращения, так и соответствующего вибрационного процесса, которые учитывают факторы, формирующие суммарную девиацию частоты его вращения. Использование разработанных моделей позволяет предложить новые диагностические признаки дефектов зубчатых зацеплений при анализе относительно низкочастотных сигналов «штатных» тахометрических датчиков частоты выходного вала редуктора.

Постановка задачи и метод решения

В работе [6] отмечается, что тахометрические датчики авиационных ГТД частично выступают как измерители крутильных колебаний. Рассматриваемые дефекты (износ боковых поверхностей зубьев и боковой зазор) увеличивают девиацию частоты вращения выходного вала редуктора и ведут к увеличению интенсивности крутильных колебаний [2; 7]. Это приводит к росту кинематической погрешности, определяемой комплексом факторов: технологических (погрешности изготовления и сборки зубчатого зацепления), эксплуатационных (частоты вращения, температуры, передаваемой нагрузки), конструктивных (податливости деталей приводов, модификации рабочей поверхности зуба), износом боковых поверхностей зубьев в процессе эксплуатации [8; 9]. Выполненные ранее исследования позволили предложить соответствующие модели ширины зубцовой спектральной линии для отремонтированных и вновь изготовленных двигателей, а также двигателей с износом боковых поверхностей зубьев редуктора [10]. Указанные выше факторы аналогичным образом оказывают влияние на девиацию частоты вращения выходного вала редуктора и, соответственно, на ширину спектральной линии как сигнала «штатного» тахометрического датчика частоты вращения выходного вала редуктора, так и соответствующей вибрационной составляющей. На основе полученных соотношений и с учётом влияния девиации частоты привода ротора датчика от ротора турбокомпрессора в настоящей работе предлагаются аналогичные модели для отремонтированных и изготовленных двигателей, а также двигателей с износом боковых поверхностей зубьев редукторов. Далее приведены примеры практического использования моделей для определения диагностических признаков величин износа боковых поверхностей зубьев редуктора в паре «солнечная шестерня – сателлиты». Работа выполнена путем анализа сигнала «штатного» тахометрического датчика частоты вращения вала заднего винта (ВЗВ – выходного вала редуктора), а также анализа

вибрационного процесса на частоте его вращения (первая винтовая гармоника) одного из турбовинтовых двигателей. Для измерения частоты вращения ВЗВ установлен тахометрический датчик ДТЭ-2. Его назначение – выдача электрических сигналов в виде трёхфазного тока с частотой, пропорциональной частоте вращения ротора. Датчик представляет собой трёхфазный магнитоэлектрический генератор переменного тока и состоит из ротора – постоянного магнита и статорной обмотки. Максимальная выходная частота датчика 100 Гц. Учитывая, что частота тока и выходное напряжение тахогенератора пропорциональны измеряемой частоте вращения, оценку угловой скорости можно выполнять как путём измерения частоты переменного тока (равной частоте вращения ротора датчика), так и путём измерения величины напряжения. Датчик практически не имеет методической погрешности. Инструментальные погрешности связаны с трением в опорах его ротора, небалансом ротора и др. При измерениях, как правило, регистрируются межфазовые напряжения датчика. Уровень сигнала на фиксированной частоте находится в интервале 10,5...12,5 В. По данным завода-изготовителя величина основной среднеквадратической погрешности измерения частоты вращения при нормальных климатических условиях не превышает 1,5%. Ротор датчика приводится во вращение через редуктор, тогда как основной вклад в погрешность оценки частоты вносит погрешность кинематической цепи привода датчика. Расчёт этой погрешности выполнен в соответствии с ГОСТ 21098-82. Величина суммарной погрешности для датчика ротора ВЗВ не превышает 5,0% [11].

Оценка параметров девиации частоты вращения (ДЧВ) выходного вала редуктора была выполнена на максимальном режиме работы двигателя. Сигнал с тахометрического ДЧВ ВЗВ фильтровался в полосе ± 2 Гц относительно средней частоты, далее рассчитывался массив текущих значений частоты [12] и соответствующие вероятностные характеристики.

Результаты и их обсуждение

В работе [10] была получена модель ширины зубцовой спектральной составляющей для отремонтированных двигателей в зависимости от влияния выше отмеченных факторов в виде:

$$\Pi_1 = 2\sqrt{2} (D_{\text{чм}} + D_{\text{п}} + D_{\text{р}} + D_{\text{к}}), \quad (1)$$

где $D_{\text{чм}}$ – дисперсия девиации частоты вращения шестерни ротора на стационарном режиме работы машины; $D_{\text{п}}$ – дисперсия девиации частоты вращения шестерни от погрешностей изготовления и сборки зубчатого зацепления; $D_{\text{р}}$ – дисперсия девиации частоты вращения шестерни от влияния режимных факторов; $D_{\text{к}}$ – дисперсия девиации частоты вращения шестерни от конструктивных факторов.

Для двигателей с износом боковых поверхностей зубьев соотношение имеет вид:

$$\Pi_2 = 2\sqrt{2} (D_{\text{чм}} + D_{\text{п}} + D_{\text{р}} + D_{\text{к}} + D_{\text{изн}}), \quad (2)$$

где $D_{\text{изн}}$ – дисперсия девиации частоты шестерни от износа боковых поверхностей зубьев.

Рассмотренные выше факторы аналогичным образом формируют ширину спектральной составляющей сигнала «штатного» тахометрического ДЧВ выходного вала

редуктора. Тогда, по аналогии с (1), (2), можно определить модели ширины соответствующей спектральной составляющей в следующем виде:

- для отремонтированных двигателей

$$\Pi_3 = 2\sqrt{2}(D_{\text{чМ1}} + D_{\text{П1}} + D_{\text{Р1}} + D_{\text{К1}} + D_{\text{ПР}}), \quad (3)$$

где $D_{\text{чМ1}}$ – дисперсия девиации частоты вращения выходного вала редуктора от работы системы поддержания относительной стабильности частоты вращения ротора двигателя; $D_{\text{П1}}$ – дисперсия девиации частоты вращения выходного вала редуктора от погрешностей изготовления и сборки зубчатого зацепления; $D_{\text{Р1}}$ – дисперсия девиации частоты вращения выходного вала редуктора от влияния режимных факторов; $D_{\text{К1}}$ – дисперсия девиации частоты вращения выходного вала редуктора от влияния конструктивных факторов; $D_{\text{ПР}}$ – дисперсия девиации частоты вращения выходного вала редуктора от влияния привода тахометрического датчика;

- для двигателей с износом боковых поверхностей зубьев:

$$\Pi_4 = 2\sqrt{2}(D_{\text{чМ1}} + D_{\text{П1}} + D_{\text{Р1}} + D_{\text{К1}} + D_{\text{ПР}} + D_{\text{ИЗН1}}), \quad (4)$$

здесь $D_{\text{ИЗН1}}$ – дисперсия девиации частоты вращения ротора тахометрического датчика, связанная с износом боковых поверхностей зубьев редуктора.

Тогда модель вида (4) позволяет формировать диагностические признаки величины износа боковых поверхностей зубьев авиационных редукторов по анализу параметров сигнала «штатного» тахометрического датчика частоты вращения выходного вала редуктора.

Аналогичным образом ширину спектральной составляющей роторной вибрации выходного вала вновь изготовленного или отремонтированного редуктора Π_5 можно определить в виде:

$$\Pi_5 = 2\sqrt{2}(D_{\text{чМ2}} + D_{\text{Р2}} + D_{\text{П2}} + D_{\text{К2}}), \quad (5)$$

где $D_{\text{чМ2}}$ – дисперсия девиации частоты вращения выходного вала редуктора от работы системы регулирования относительного постоянства частоты вращения ротора турбокомпрессора на стационарном режиме работы ГТД; $D_{\text{Р2}}$ – дисперсия девиации частоты вращения выходного вала редуктора от влияния режимных факторов; $D_{\text{П2}}$ – дисперсия девиации частоты вращения выходного вала редуктора от погрешностей изготовления и сборки редуктора; $D_{\text{К2}}$ – дисперсия девиации частоты вращения выходного вала редуктора от влияния конструктивных факторов.

При наличии износа ширина роторной спектральной линии вибрации выходного вала редуктора Π_6 определится в виде

$$\Pi_6 = 2\sqrt{2}(D_{\text{чМ2}} + D_{\text{Р2}} + D_{\text{П2}} + D_{\text{К2}} + D_{\text{ИЗН2}}), \quad (6)$$

где $D_{\text{ИЗН2}}$ – дисперсия девиации частоты вращения выходного вала редуктора от износа боковых поверхностей зубьев зубчатых колёс.

Приведём несколько примеров соответствующих диагностических признаков величины износа боковых поверхностей зубьев пары «солнечная шестерня – сателлиты». Анализировалась статистика с разной степенью износа двигателей, пришедших на завод-изготовитель в ремонт. Соответствующие примеры представлены на рис. 1 – 6. При этом рассматривались четыре варианта износа [4]:

- 1) текущий – максимальный износ зубьев солнечной шестерни относительно эвольвенты после последнего ремонта;
- 2) текущий полный – максимальный износ зубьев солнечной шестерни относительно исходной эвольвенты;
- 3) текущий суммарный – сумма максимальных износов зубьев солнечной шестерни и сателлитов относительно эвольвент после последнего ремонта;
- 4) суммарный полный – сумма максимальных износов зубьев солнечной шестерни и сателлитов относительно исходных эвольвент.

Значимость парного коэффициента корреляции r оценивается на основе t -критерия Стьюдента [13]. Расчёт параметра t осуществляется по соотношению:

$$t = \left[\frac{r^2}{1-r^2} (n-2) \right]^{\frac{1}{2}},$$

где n – объём статистики.

Если $t > t_{кр}$, ($t_{кр}$ – критическое значение, определяемое по соответствующей таблице при заданном значении уровня значимости P и объёма статистики n), коэффициент корреляции признаётся значимым и даётся заключение о тесной статистической взаимосвязи между исследуемыми параметрами. В технических приложениях принято использовать $P=0,05$. Выполненный анализ показывает, что у представленных ниже данных значимыми следует признать результаты с коэффициентом корреляции $r \geq 0,65$.

На рис. 1 представлены данные по влиянию величины износа на ширину спектральной линии сигнала «штатного» тахометрического датчика частоты вращения ВЗВ на уровне $1/e$ относительно максимального значения.

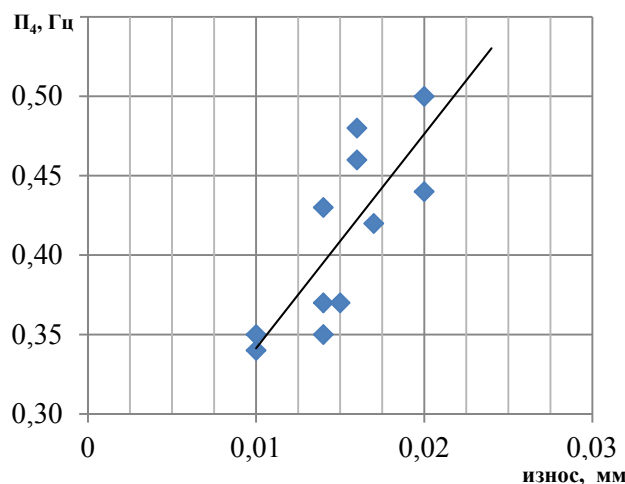


Рис. 1. Зависимость Π_4 от величины текущего износа, $r = 0,78$

Уравнение аппроксимации здесь имеет вид $y = 13,49x + 0,206$.

Получение аналогичной характеристики для роторной гармонике вибрации вала заднего винта затруднено из-за её низкой интенсивности и сложности её отделения от соответствующей характеристики вала переднего винта. Для низкочастотных составляющих малой интенсивности при наличии существенных погрешностей оценки ширины соответствующих спектральных линий более удобно получение соответствующих зависимостей характеристик девиации частоты вращения выходного вала редуктора. Их примеры для вала заднего винта представлены на рис. 2 – 5. Данные получены со «штатного» тахометрического датчика частоты вращения вала заднего винта.

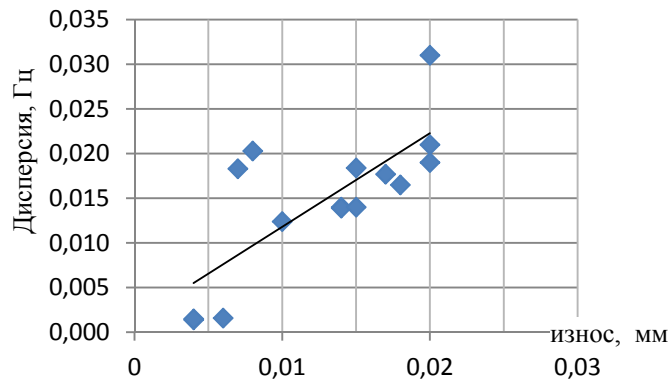


Рис. 2. Зависимость дисперсии девиации частоты ВЗВ от текущего износа, $r = 0,75$

Уравнение линейной аппроксимации имеет вид $y = 1,048x + 0,001$.

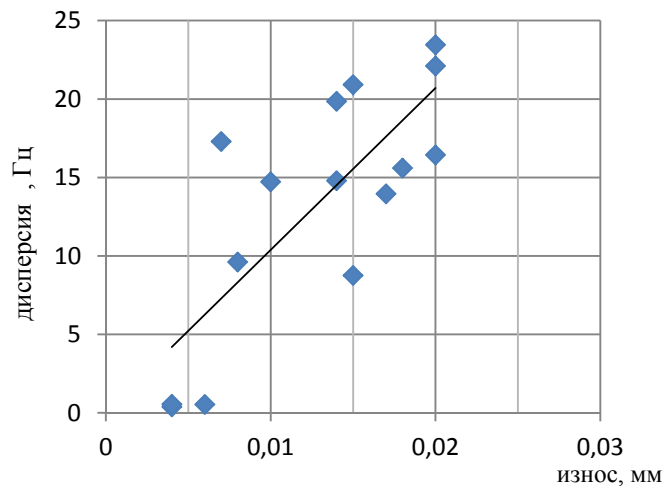


Рис. 3. Зависимость дисперсии производной частоты вращения ВЗВ от величины текущего износа, $r = 0,78$

Уравнение линейной аппроксимации имеет вид $y = 1031x + 0,063$.

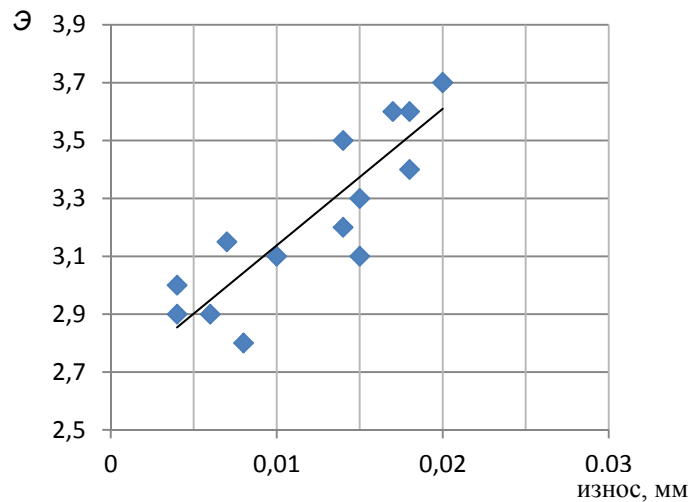


Рис. 4. Зависимость эксцесса (Э) плотности распределения частоты вращения ВЗВ от величины текущего износа, $r = 0,88$

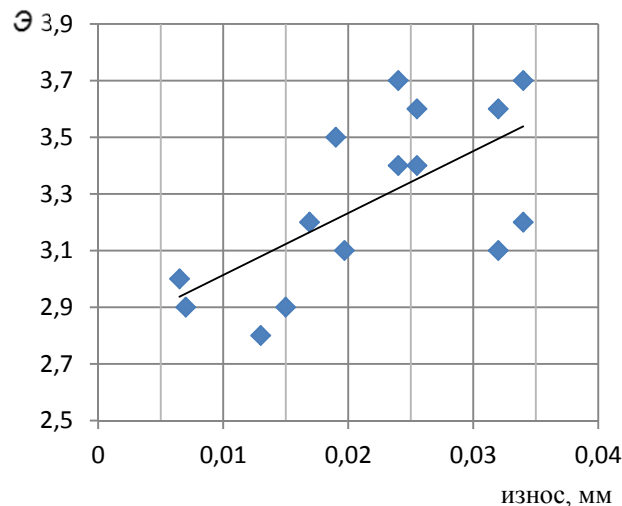


Рис. 5. Зависимость эксцесса (Э) плотности распределения частоты вращения ВЗВ от величины текущего суммарного износа, $r = 0,65$

Уравнения линейной аппроксимации соответственно имеют вид:

- текущий износ: $y = 47,24x + 2,664$;
- текущий суммарный износ: $y = 21,86x + 2,795$.

Аналогичные результаты можно получить из анализа вибрационного процесса на частоте вращения выходного вала редуктора.

Таким образом, выполненный анализ позволил предложить математические модели ширины спектральной составляющей сигнала «штатного» тахометрического датчика частоты вращения выходного вала редуктора и соответствующей спектральной составляющей его вибрации для отремонтированных и вновь изготовленных редукторов, а также редукторов с износом боковых поверхностей их зубьев. Полученные результаты показывают возможность использования сигнала «штатного» тахометрического датчика частоты вращения выходного вала редуктора в оценке его технического состояния. В этом случае нет необходимости использовать сложную дорогостоящую

виброизмерительную аппаратуру и загружать регламентные работы постановкой вибропреобразователя на двигатель и регистрацией широкополосного вибрационного процесса. Для выполнения оценки технического состояния редуктора достаточно подключиться к штепсельному разъему (имеется на борту) с сигналом «штатного» тахометрического датчика и в процессе наземных испытаний при регламентных работах зарегистрировать требуемый процесс.

Заключение

Выполненный анализ позволил предложить модели ширины спектральной составляющей сигнала «штатного» тахометрического датчика частоты вращения выходного вала редуктора и соответствующей спектральной составляющей его вибрации для отремонтированных и вновь изготовленных редукторов ГТД и редукторов с износом боковых поверхностей зубьев.

Разработанные модели дают основание рекомендовать ряд диагностических признаков износа зубьев редукторов ГТД на основе анализа сигналов «штатного» тахометрического датчика частоты вращения выходного вала редуктора.

Полученные результаты позволяют проводить контроль технического состояния редукторов авиационных ГТД в процессе их эксплуатации при выполнении регламентных работ на основе анализа «штатных» сигналов ГТД.

Библиографический список

1. Кравченко И.Ф., Единолич А.В., Яковлев В.А., Дорофеев В.П. Экспериментальные и теоретические результаты исследования авиационных зубчатых передач // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. № 8 (55). С. 129-134.
2. Курушин М.И., Балякин В.Б., Осиала В.Б. Исследование крутильных колебаний ротора турбовинтового двигателя с дифференциальным редуктором // Динамика и виброакустика. 2018. Т. 4, № 2. С. 27-42. DOI: 10.18287/2409-4579-2018-4-2-27-42
3. Генкин М.Д., Соколова А.Г. Виброакустическая диагностика машин и механизмов. М.: Машиностроение, 1987. 288 с.
4. Авраменко А.А., Крючков А.Н., Плотников С.М., Сундуков Е.В., Сундуков А.Е. Совершенствование методов вибродиагностики износа зубьев шестерён дифференциального редуктора турбовинтового двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технология и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 16-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-16-26
5. Курушин М.И., Балякин В.Б., Курушин А.М. Экспериментальные исследования причин возбуждения колебаний элементов турбовинтового двигателя с дифференциальным редуктором // Известия Самарского научного центра РАН. 2014. Т. 16, № 4. С. 132-136.
6. Шевяков А.А. Автоматика авиационных и ракетных силовых установок. М.: Машиностроение, 1970. 660 с.
7. Абрамов Б.М. Исследование устойчивости периодических колебаний // Известия вузов. 1963. № 5. С. 5-12.
8. Шевелёва Г.И. Теория формообразования и контакта движущихся тел. М.: Станкин, 1999. 494 с.
9. Кожаринов Е.В., Калинин Д.В., Голованов В.В. Снижение вибронапряжённости авиационных зубчатых передач // Авиационные двигатели. 2020. № 1 (6). С. 57-64. DOI: 10.54349/26586061_2020_1_57

10. Сундуков А.Е., Шахматов Е.В. Модель ширины спектральной составляющей зубцовой гармоника редуктора турбовинтового двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 135-144. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-135-144

11. Авраменко А.А., Крючков А.Н., Плотников С.М., Сундуков А.Е., Сундуков Е.В. Использование сигналов с датчиков частоты вращения валов газотурбинного двигателя в диагностике технического состояния его редуктора // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-7-17

12. Сундуков А.Е., Сундуков Е.В., Бит-Зая А.В., Росляков А.В. Оценка ширины дискретных составляющих спектра вибрации энергетических машин // Известия Самарского научного центра РАН. Спец. выпуск «Проблемы железнодорожного транспорта на современном этапе развития». 2006. С. 194-197.

13. Соколов Г.А., Сагитов Р.В. Введение в регрессионный анализ и планирование регрессионных экспериментов в экономике: учеб. пособие. М.: ИНФРА-М, 2010. 202 с.

MODELLING WIDTH OF THE SPECTRAL COMPONENT OF A GAS-TURBINE ENGINE GEARBOX OUTPUT SHAFT SPEED

© 2024

A. E. Sundukov Candidate of Science (Engineering), Engineering Director;
PKF TSK, LLC, Samara, Russian Federation;
sundukov@mail.ru

E. V. Shakhmatov Academician of the Russian Academy of Sciences,
Head of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
shakhm@ssau.ru

Gearbox is the most stressed component in an aircraft gas-turbine engine. This implies the need for finding ways to monitor its technical condition. Practice shows that the most efficient method is vibration-based diagnostics. However, this method requires the use of sophisticated measurement systems and highly skilled personnel. This paper shows that errors of gear coupling manufacture and assembly, characteristics of machine operating mode, design factors, frequency modulation of the carrier of the engine rotor speed in the stationary mode of its operation, and wear of teeth flanks determine the width of the spectral component of the gearbox output shaft speed. Using the results obtained from the developed model of the width of gear tooth spectral component, ratios for width of the spectral component of the signal of the “standard” tachometric speed sensor of the gearbox output shaft speed and the corresponding spectral component of its vibration were obtained. Models for repaired and newly manufactured gearboxes and gearboxes with tooth flank wear were proposed. This allowed the development of a number of new diagnostic indicators of a defect. Several examples of the use of these new diagnostic indicators are given for the gearbox of one of turbo-prop engines. The results obtained provide an opportunity to assess the gearbox technical condition in operation.

Gas-turbine engine; gearbox; wear of tooth flanks; gearbox output shaft; spectral component width models

Citation: Sundukov A.E., Shakhmatov E.V. Modelling width of the spectral component of a gas-turbine engine gearbox output shaft speed. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 157-166. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-157-166

References

1. Kravchenko I.F., Edinovich A.V., Yakovlev V.A., Dorofeev V.P. Experimental and theoretical results of the research of aircraft gears. *Aerospace Technic and Technology*. 2008. No. 8 (55). P. 129-134. (In Russ.)

2. Kurushin M.I., Balyakin V.B., Ossiala V. Investigation of the torsional vibrations of a rotor turbine engine with a differential reduction gearbox. *Journal of Dynamics and Vibroacoustics*. 2018. V. 4, no. 2. P. 27-42. (In Russ.). DOI: 10.18287/2409-4579-2018-4-2-27-42
3. Genkin M.D., Sokolova A.G. *Vibroakusticheskaya diagnostika mashin i mekhanizmov* [Vibroacoustic diagnostics of machines and mechanisms]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 288 p.
4. Avramenko A.A., Kryuchkov A.N., Plotnikov S.M., Sundukov E.V., Sundukov A.E. Refining methods of vibration diagnostics of wear of turbo-prop engine differential speed reduction unit gear teeth. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 16-26. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-16-26
5. Kurushin M.I., Balyakin V.B., Kurushin A.M. Experimental investigation of the courses of vibration excitation of elements of gas turbine engines with a differential reduction gearbox. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2014. V. 16, no. 4. P. 132-136. (In Russ.)
6. Shevyakov A.A. *Avtomatika aviatsionnykh i raketnykh silovykh ustanovok* [Automation of aircraft and rocket power plants]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1970. 660 p.
7. Abramov B.M. Research of the stability of periodic vibrations. *Izvestiya Vuzov*. 1963. No. 5. P. 5-12. (In Russ.)
8. Sheveleva G.I. *Teoriya formoobrazovaniya i kontakta dvizhushchikhsya tel* [Theory of shaping and contact of moving bodies]. Moscow: Stankin Publ., 1999. 494 p.
9. Kozharinov E.V., Kalinin D.V., Golovanov V.V. Reduction of aviation gear's vibration. *Aviation Engines*. 2020. No. 1 (6). P. 57-64. (In Russ.) DOI: 10.54349/26586061_2020_1_57
10. Sundukov A.E., Shakhmatov E.V. Model of the turboprop engine reduction gear tooth harmonic spectral component. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 135-144. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-135-144
11. Avramenko A.A., Kryuchkov A.N., Plotnikov S.M., Sundukov E.V., Sundukov A.E. Using signals from the gas-turbine engine shaft speed sensor in the diagnosis of the technical condition of its reduction gearbox. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 7-17. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-7-17
12. Sundukov A.E., Sundukov E.V., Bit-Zaya A.V., Roslyakov A.V. Evaluation of the width of the discrete components of the spectrum of vibration energy machines. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. Spets. vypusk «Problemy zheleznodorozhnogo transporta na sovremennom etape razvitiya»*. 2006. P. 194-197. (In Russ.)
13. Sokolov G.A., Sagitov R.V. *Vvedenie v regressionnyy analiz i planirovanie regressionnykh eksperimentov v ekonomike: ucheb. posobie* [Introduction to regression analysis and designing regression experiments in economics]. Moscow: INFRA-M Publ., 2010. 202 p.

АКТУАЛЬНОСТЬ ВНЕДРЕНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТРЕБОВАНИЯМИ В ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ ПРОЦЕСС АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНОЙ ОТРАСЛИ

© 2024

- И. М. Малиновский** инженер-конструктор расчётно-исследовательского управления; Опытнo-конструкторское бюро им. А. Люльки – филиал публичного акционерного общества «ОДК – Уфимское моторостроительное производственное объединение», г. Москва; аспирант кафедры «Конструкция и проектирование двигателей»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); driven95@gmail.com
- А. В. Стародумов** начальник расчётно-исследовательского управления, руководитель проекта «Цифровой двойник»; Опытнo-конструкторское бюро им. А. Люльки – филиал публичного акционерного общества «ОДК – Уфимское моторостроительное производственное объединение», г. Москва; старший преподаватель кафедры «Конструкция и проектирование двигателей»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); andrey-star@yandex.ru
- К. А. Мягков** начальник бригады развития технологий проектирования в расчётно-исследовательском управлении, заместитель руководителя проекта «Цифровой двойник»; Опытнo-конструкторское бюро им. А. Люльки – филиал публичного акционерного общества «ОДК – Уфимское моторостроительное производственное объединение», г. Москва; myagkov_k@list.ru
- Б. Х. Юсипов** ведущий инженер отдела надёжности; Опытнo-конструкторское бюро им. А. Люльки – филиал публичного акционерного общества «ОДК – Уфимское моторостроительное производственное объединение», г. Москва; аспирант кафедры «Конструкция и проектирование двигателей»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); Usb83@mail.ru

В процессе проектирования исполнителям необходим доступ к документам с требованиями к изделию. Поиск и обработка этих данных значительно замедляют проектирование изделия. Сокращение затрат времени на проектирование требует наличия соответствующего программного инструмента. В работе рассмотрены программы, способные создать систему управления требованиями, предложена концепция системы управления требованиями, использование которой позволит повысить эффективность процесса проектирования технического изделия. Тестирование отечественных продуктов выявило потенциал этих программ и позволило говорить о возможности внедрения этого программного обеспечения в производственный процесс предприятий авиадвигателестроительной отрасли.

Система управления требованиями; система управления жизненным циклом; база данных; авиадвигателестроительная отрасль; программное обеспечение

Цитирование: Малиновский И.М., Стародумов А.В., Мягков К.А., Юсипов Б.Х. Актуальность внедрения системы управления требованиями в производственный процесс авиадвигателестроительной отрасли // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 2. С. 167-177. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-167-177

При проектировании технически сложных изделий заказчиком предъявляется множество требований, которые содержатся в различных источниках: ГОСТ, ТЗ, договорах поставки и т. д. Большая часть требований – это требования к изделию.

Проектирование изделия – это сложный процесс, который осуществляется множеством исполнителей, каждому исполнителю необходим доступ к большому количеству документов, содержащих требования, предъявляемые к изделию. Поиск и использование этих документов значительно увеличивают продолжительность проектирования изделия, также много времени уходит на поиск требований для осуществления контроля при завершении очередного этапа разработки изделия, ещё одним пунктом затрат времени является реагирование на изменение требований и данных, которые внесены в процессе доводки изделия и изменения потребительских предпочтений [1].

Для повышения производительности предприятия необходимо сокращать затраты времени на проектирование. Задача сбора технических требований к изделию, классификация и контроль дальнейшей реализации в изделии и сопутствующих процессах – непростая, для её решения необходим соответствующий программный инструмент.

Одним из способов повышения производительности является использование открытой, в рамках предприятия, цифровой системы, объединяющей в себе базу данных, со всей необходимой для проектирования документацией, и систему управления этими данными. Подобным функционалом обладают современные системы управления жизненным циклом изделия – PLM (рис. 1), которые подразумевают слаженную работу всех служб предприятия в едином информационном пространстве.



Рис. 1. Структура системы управления жизненным циклом

Разработчиками известных PLM систем, внедрённых в производственные процессы различных предприятий, являются иностранные и отечественные фирмы: Siemens (Teamcenter), Autodesk (PLM 360), Oracle (Agile PLM), PTC (Windchill), Топ системы (Т-flex), АСКОН (Лоцман).

Для сбора, классификации и контроля требований необходимо создать систему управления требованиями (СУТ), которая является инструментом повышения эффективности проектирования, и внедрить её в PLM систему [2].

Для повышения эффективности работы с требованиями необходимо следовать изложенной далее концепции СУТ.

Целью внедрения СУТ в производственный процесс предприятия является создание требований и контроль их структуры, изменения, утверждения, правильности, а также соответствия расчётных и экспериментальных данных требованиям, что приве-

дёт к сокращению времени проектирования, уменьшению количества ошибок и повышению эффективности процесса проектирования изделий.

Задачи, решение которых позволит достичь поставленную цель:

- разработка программного обеспечения (ПО), способного создать СУТ;
 - разработка инструмента в этом ПО, способного создать и работать с требованиями в виде отдельных информационных объектов и спецификаций;
 - разработка инструмента в этом ПО, способного содержать полный перечень требований, предъявляемых к изделию;
 - разработка объекта требования, содержащего следующие атрибуты: идентификатор, родительское требование, название требования, условия эксплуатации, единицу измерения, целевое значение, этап жизненного цикла, метод обоснования соответствия, заказчик, исполнитель, источник требования, статус, вид требования и комментарии [3];
 - двухсторонняя связь спецификации требований с чертежами и расчётными моделями узлов и деталей, к которым требования относятся (с автоматической проверкой расчётных параметров на соответствие требованиям);
 - двухсторонняя связь спецификации требований с источниками, подтверждающими достоверность и актуальность требований;
 - обеспечение доступа к данным СУТ всем исполнителям;
 - обеспечение права вносить изменения;
 - разработка системы оповещения исполнителя об изменениях данных в СУТ;
 - формирование процесса утверждения требования;
 - создание механизма изменения утверждённого требования в случае, когда оно утратило актуальность;
 - разработка инструмента подтверждения выполнимости требования (подтверждение на основе представления объективных свидетельств того, что объект разработан в соответствии с заданными требованиями);
 - разработка инструмента верификации требования (проверка содержания и оформления требований на соответствие установленным критериям качества.);
 - обеспечение создания отчётов по требованиям, их верификации и проверки соответствия требованиям расчётных и экспериментальных данных.
- В перечисленных выше задачах использованы следующие термины:
- идентификатор – представляет собой номер требования, состоящий из номера изделия, к которому относится требование, номера системы, номера подсистемы, порядковый номер требования, относящегося ко всем указанным выше пунктам, номер последней версии требования;
 - родительское требование – общее требование, выполнение которого обеспечивается удовлетворением данного требования;
 - название требования – свойство объекта, к которому предъявляется требование;
 - условия эксплуатации – режим работы;
 - единица измерения – величина, измеряющая данное свойство, согласно требованиям международной СИ;
 - целевое значение – количественное значение свойства, указанного в требовании;
 - этап жизненного цикла – процесс, который в данный момент осуществляется с изделием (проектирование, испытание, эксплуатация);
 - метод обоснования соответствия – метод, в соответствии с которым будет уточняться требование (расчёт, эксперимент, анализ конструкции и прочее);
 - заказчик – предъявитель требования, составляющий техническое задание на изделие, выполнение требований к которому нужно обеспечить;

исполнитель – обеспечивает контроль и соответствие изделия требованиям;
источник требования – документ или пособие, содержащее перечень требований к изделию;
статус – утверждено, предложено, на рассмотрении;
вид требования – качественное, количественное, функциональное, требование заказчика и прочие виды требований;
комментарии – комментарии к некоторым характерным особенностям требования или методу установления соответствия расчётных или экспериментальных данных требованию.

В данной статье предложен новый подход к созданию СУТ, который заключается в методе классификации требований и их распределения по уровням, реализованном в ОКБ им. А. Льюльки при отсутствии в авиадвигателестроительной отрасли однозначной методики формирования спецификаций требований для СУТ, а также рассмотрение развития данной технологии как неотъемлемой части концепции цифрового двойника (ЦД).

В ходе работы проведён анализ функций, оказывающих помощь в проектировании:

- прозрачный контроль параметров изделия на стадии расчётов и проектирования;
- отслеживание загрузки имеющихся трудовых ресурсов;
- возможности планирования для работ по закрытию внутренних требований, требований государственных стендовых испытаний и прочих.

В рамках данной работы выполнено тестирование отечественного ПО «Лоцман» и «Т-flex» с целью уточнения соответствия этих программ концепции, изложенной выше. Как и мировые лидеры создания PLM систем, ПО «Лоцман» и «Т-flex» включают в себя базу данных и систему управления этими данными. Описание теста, его результаты, сравнение применимости и функциональности этих программ изложено далее. Тест позволил определить функционал представленных отечественными разработчиками приложений и их удобство в использовании для выполнения поставленных задач.

Задачи тестирования ПО представлены в табл. 1:

Таблица 1. Задачи для тестирования системы управления требованиями

№	Задача
1	Внесение требований в систему
2	Отработать процесс изменения требований
3	Отработать процесс утверждения требований
3.1	Отработать процесс частичного утверждения требований
3.2	Отработать процесс изменения требований после утверждения
3.3	Отработать процесс контроля работы над требованиями
3.4	Отработать процесс выдачи задания на изменение утверждённых требований и не утверждённых
3.5	Отработать процесс выдачи задания на разработку требования
4	Внесение в систему расчётных или экспериментальных данных
5	Формирование матрицы соответствия
6	Выпуск спецификации требований из СУТ
7	Формирование заключения по тестированию СУТ

ПО «Лоцман» и «Т-flex» обладают следующим набором объектов:

- спецификация;
- требование;
- источник требования;
- проверка соответствия расчётных и экспериментальных данных требованиям;
- матрица соответствия.

Операции с этими объектами проводятся с помощью бизнес-процессов:

- процесс согласования и утверждения требования;
- процесс выдачи задания на любые операции с требованием;
- процесс изменения утверждённого требования;
- процесс проверки соответствия расчётных и экспериментальных данных требованию.

Спецификация требований классифицируется по уровню требований, а также по их принадлежности к узлам и деталям двигателя. Многоуровневая иерархия спецификации требований нужна для создания логической цепочки между общими требованиями, заданными к изделию в ТЗ, и требованиями к узлам и деталям, обеспечивающими выполнение требований заказчика к изделию, изложенных в ТЗ. Для демонстрации процесса и результата работы, структуры и принципа действия ПО «Лоцман» и «Т-flex», а также более наглядного восприятия вышеизложенного материала ниже представлены окна программы на разных этапах формирования СУТ.

Выполнение поставленных для тестирования задач в ПО «Лоцман» происходило следующим образом. Создаётся рабочая папка, в которой должна находиться спецификация требований, после этого в папке производится создание спецификации требований и её последующее наполнение (рис. 2). Следует отметить, что при работе в системе необходимо постоянно производить смену режима работы, в зависимости от выполняемой задачи (рис. 3).

Создание требования подразумевает внесение его названия, индекса, единицы измерения и так далее. Все эти атрибуты в тестируемом ПО находятся в разных объектах. При формировании спецификации, для создания полноценного требования в нём необходимо создать объекты (характеристика и проверка), содержащие все атрибуты, характеризующие данное требование.

Разделение требований по уровням позволяет определить влияние одного требования на другое. Требование, которое обеспечивает выполнение другого требования, является ему дочерним. Распределение по уровням осуществляется по следующему принципу (рис. 4): родительское требование (зависимое) находится на первом уровне, дочернее требование (влияющее на родительское) на втором, дочернее относительно второго уровня располагается на третьем. Предложенный разработчиками PLM систем метод создания цифровой спецификации подразумевает два этапа классификации требований: сначала – распределение требований по уровням, затем проставление связей влияющих требований с зависимыми. Распределение по уровням осуществляется созданием раздела (группы требований) одного уровня и наполнением этого раздела требованиями, а связь влияющего требования с зависимым проставляется отдельным атрибутом при создании требования, то есть требование содержит в себе ссылку на влияющее, либо зависимое требование и отследить эти связи возможно исключительно открытием окна свойств требования.

В настоящей работе предлагается новый метод формирования цифровой спецификации требований, подразумевающий создание дочернего требования (требования второго уровня) вложением в родительское (требование первого уровня) (рис. 2). Таким образом одним действием осуществляются две операции – распределение требований по уровням и осуществление между ними связи, а так как на изделие может предъявляться несколько тысяч связанных между собой требований различных уровней, такая оптимизация рабочего процесса позволит существенно сократить время сбора требований к изделию. Такой подход к классификации требований также значительно облегчает работу со спецификацией, делая её более наглядной и увеличивая прослеживаемость влияния требований друг на друга.

После создания требований необходимо направлять спецификацию или группу требований на согласование и утверждение, для этого в ПО предусмотрен бизнес-

процесс «Задание». Объект «Задание» также позволяет отправить спецификацию, группу требований или требование на доработку исполнителю, или направить на изменение уже утверждённое требование.

После того как требования или спецификация утверждены осуществляется проверка соответствия расчётных или экспериментальных данных требованиям. Поскольку функционал добавления и хранения расчётных и экспериментальных данных отсутствует, используется объект «Проверка», который создаётся в требовании. Выполнение проверок во всех требованиях спецификации позволяет создать матрицу соответствия, которая показывает результаты проверки соответствия расчётных или экспериментальных данных требованиям (рис. 5).

После вывода матрицы соответствия выводится спецификация требований в формате, предлагаемом разработчиками (рис. 6).

>	Условия по числу циклов деталей ТНД должны быть выполнены, версия 1.0	Состоит из ...
∨	Требования по вибрационным характеристикам деталей ТНД должны быть выполнены, версия 1.0	Состоит из ...
∨	Рабочая лопатка ТНД должна иметь запас по сопротивлению усталости профильной части и удлинительной ножки не менее, версия 1.0	Уточняется ...
	Предел выносливости рабочей лопатки ТНД должен быть определен экспериментально, версия 1.0	Влияет на ...
	Собственные частоты рабочих лопаток ТНД в комплекте на установке должны быть определены экспериментально, версия 1.0	Влияет на ...
	Разброс напряжений по рабочим лопаткам ТНД на установке должен быть определен экспериментально, версия 1.0	Уточняется ...
>	Резонансные режимы работы ротора ВД должны быть определены экспериментально, версия 1.0	Уточняется ...
>	Уровни напряжений рабочих лопаток ТНД при изменении давлений и температур на входе должны быть определены экспериментально, версия 1.0	Уточняется ...
>	Уровни напряжений рабочих лопаток ТНД при отладке и крайних положениях допусков САУ должны быть определены экспериментально, версия 1.0	Уточняется ...
>	Уровни напряжений рабочих лопаток ТНД при отборах воздуха должны быть определены экспериментально, версия 1.0	Уточняется ...
>	Уровни напряжений рабочих лопаток ТНД в крайних положениях допусков натягов должны быть определены экспериментально, версия 1.0	Уточняется ...
∨	Рабочая лопатка ТНД должна иметь запас по сопротивлению усталости замкового соединения не менее, версия 1.0	Уточняется ...
>	Предел выносливости рабочей лопатки ТНД должен быть определен экспериментально, версия 1.0	Влияет на ...
>	Собственные частоты рабочих лопаток ТНД в комплекте на установке должны быть определены экспериментально, версия 1.0	Влияет на ...
∨	Диск ротора ТНД должен иметь запас по сопротивлению многоцикловой усталости не менее, версия 1.0	Уточняется ...
>	Предел выносливости рабочей лопатки ТНД должен быть определен экспериментально, версия 1.0	Влияет на ...

Рис. 2. Спецификация требований

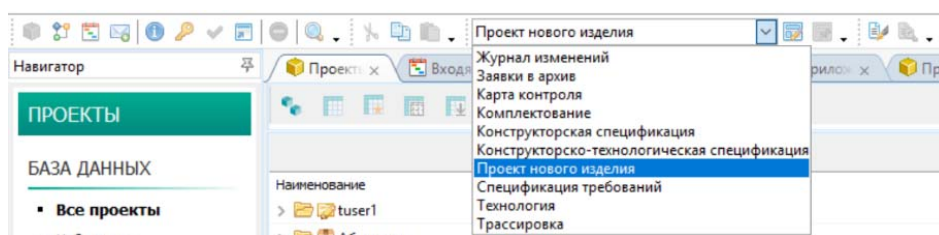


Рис. 3. Перечень режимов работы в ПО (компоновки)

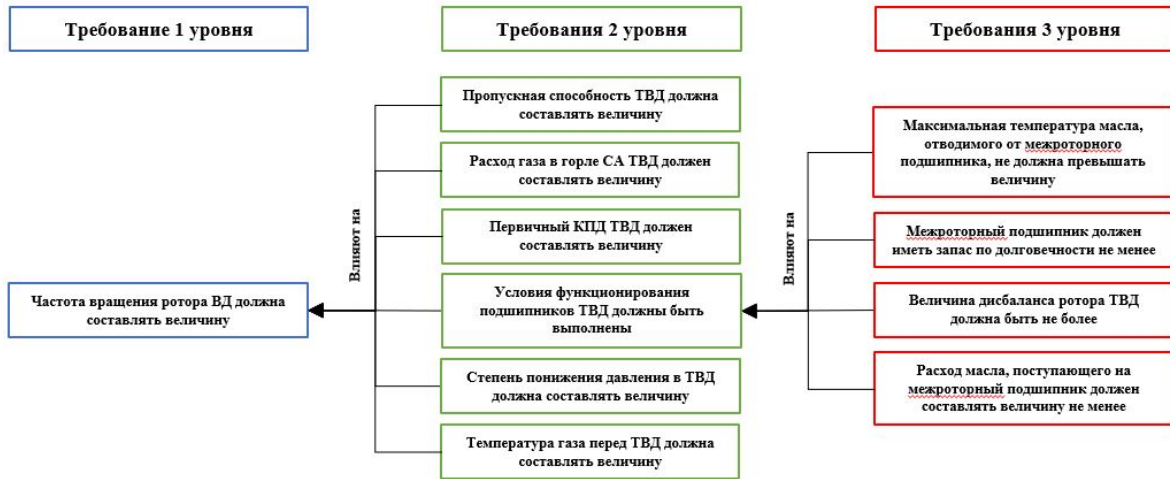


Рис. 4. Классификация требований по уровням

Матрица трассировки: требования - Контрольные точки и проверки		Система управления требованиями к цифровому двойнику изделия		Контрольные точки		Проверки														
Состояние	Требования	Покровыте																		
	Условия функционирования подшипников ТНД должны быть выполнены	✓	✓																	
108	Подшипник ТНД должен иметь запас по долговечности не менее	✓																		
109	Величина дисбаланса ротора ТНД должна быть не более	✓																		
110	Максимальная температура масла, отводимого от подшипника ТНД не должна превышать величину (с допустимой погрешностью 1%)	✓																		
111	Расход масла, поступающего на подшипник ТНД, должен составлять величину не менее	✓																		
168	Величина оборотов ротора ВД должна составлять	✓																		
169	Величина оборотов ротора ТНД должна составлять	✓																		
208	Первичный КПД ТНД должен составлять величину (с допустимой погрешностью 1%)	✓																		
209	Расход газа в горле СА ТНД должен составлять величину (с допустимой погрешностью 1%)	✓																		
210	Степень понижения давления в ТНД должна составлять величину (с допустимой погрешностью 1%)	✓																		
211	Температура газа за ТНД должна составлять величину (с допустимой погрешностью 1%)	✓																		
212	Пропускная способность ТНД должна составлять величину (с допустимой погрешностью 1%)	✓																		

Рис. 5. Матрица соответствия

Спецификация требований к цифровому двойнику изделия

1 Величина оборотов ротора ВД должна составлять

Величина оборотов ротора ВД должна составлять об/мин

Характеристики

№ п/п	Наименование параметра	Единица измерения	Значение
1	Частота вращения ротора ВД		

2 Величина расхода воздуха, отбираемого от ВЗ КС, должна быть достаточна для охлаждения ТВД

Величина расхода воздуха, отбираемого от ВЗ КС, должна быть достаточна для охлаждения ТВД (: Склад)

Характеристики

№ п/п	Наименование параметра	Единица измерения	Значение
1	Величина расхода воздуха, отбираемого от ВЗ КС	%	

Рис. 6. Вывод из ПО «Лоцман» спецификации требований в отдельный отчетный документ

Тестирование ПО «Т-flex» происходило по плану, идентичному тесту ПО «Люцман», решались аналогичные задачи. Сначала была создана спецификация и наполнена требованиями (рис. 7). В данной программе переключение режима работы происходит автоматически, в зависимости от выполняемой задачи, для смены интерфейса и активации необходимых инструментов, функций и атрибутов. Название, индекс, единица измерения и численная величина в ПО «Т-flex», также находятся в разных объектах. При формировании спецификации для создания полноценного требования в нём необходимо создать объекты (требуемая характеристика и проверка соответствия), содержащие все атрибуты, характеризующие данное требование. После создания требований необходимо направлять спецификацию или группу требований на согласование и утверждение, для этого в ПО предусмотрен бизнес-процесс «Задание». Бизнес-процесс «Задание» в ПО «Т-flex» обладает теми же возможностями и функциями, что и в ПО «Люцман»: отправить спецификацию, группу требований или требование на доработку исполнителю, или направить на изменение уже утверждённое требование. После утверждения требований в систему управления данными вносятся результаты расчёта или эксперимента – проверяется соответствие расчётных или экспериментальных данных требованиям. В данном ПО после проверок во всех требованиях спецификации нет возможности создать матрицу соответствия.

Вывод спецификации требований в формат файла PDF выглядит следующим образом (рис. 8).

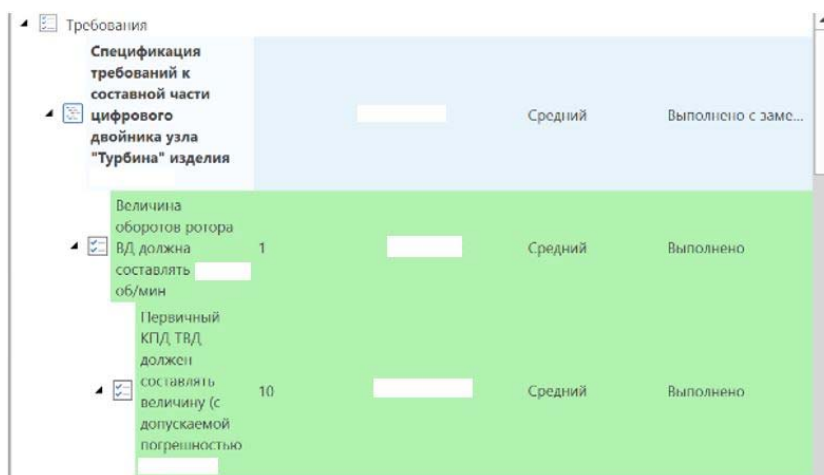


Рис. 7. Спецификация требований

Текст	Номер	Код	Приоритет	Стадия
Требования				
Спецификация требований к составной части цифрового двойника узла "Турбина" изделия			Средний	Выполнено с замеч...
Величина оборотов ротора ВД должна составлять об/мин	1		Средний	Выполнено
Первичный КПД ТВД должен составлять величину (с допусковой погрешностью)	10		Средний	Выполнено

Рис. 8. Вывод из ПО «Т-flex» спецификации требований в отдельный отчётный документ

Выполнив последние операции, которые были запланированы для теста программ с системой управления требованиями, можно подвести итог и представить результаты теста (табл. 2).

Таблица 2. Результаты тестирования

№	Задача	ПО «Лоцман»	ПО «Т-flex»
		Результат	
1	Внесение требований в систему	Выполнено	Выполнено
2	Отработать процесс изменения требований	Выполнено	Выполнено
3	Отработать процесс утверждения требований	Выполнено	Выполнено
3.1	Отработать процесс частичного утверждения требований	Выполнено	Выполнено
3.2	Отработать процесс изменения требований после утверждения	Выполнено	Выполнено
3.3	Отработать процесс контроля работы над требованиями	Выполнено	Выполнено
3.4	Отработать процесс выдачи задания на изменение утверждённых требований и не утверждённых	Выполнено	Выполнено
3.5	Отработать процесс выдачи задания на разработку требования	Выполнено	Выполнено
4	Внесение в систему расчётных или экспериментальных данных	Не выполнено	Не выполнено
5	Формирование матрицы соответствия	Выполнено	Не выполнено
6	Выпуск спецификации требований из СУТ	Не выполнено	Выполнено
7	Формирование заключения по тестированию СУТ	Выполнено	Выполнено

Тест СУТ в ПО «Лоцман» позволил определить его основные положительные и отрицательные особенности.

К достоинствам данной программы стоит отнести:

- возможность создания электронной спецификации требований, содержащей информацию о требованиях, их величинах;
- уникальное состояние требований: черновик, согласование, утверждено;
- версию требований;
- работающие бизнес-процессы отправки требований на проверку, подписание и утверждение требований, запуска заданий на создание и изменение требований;
- инструмент вывода матрицы соответствия (матрица трассировки);
- хорошая техническая поддержка.

Недостатками являются:

- необходимость отслеживать функционал программы при её установке;
- необходимость правильного ручного выбора «Компоновки» для выполнения различных операций;
- отсутствие в требовании необходимых атрибутов, перечисленных в концепции;
- множество манипуляций при создании требований, выдаче заданий, утверждении требований;
- утверждение и подписание каждого названия требования и его характеристики (величины) отдельно;
- визуальная проверка выполняемости требований, при этом значения отображаются каждое в своей компоновке (интерфейсе);
- выводятся только требования верхнего уровня, требования ниже уровнем игнорируются.

На основании проведённого теста СУТ в ПО «Т-flex» можно сформулировать перечень его достоинств и недостатков, что позволит выявить мероприятия, необходимые

для совершенствования и повышения эффективности данной программы и разработать новое более эффективное ПО.

В число достоинств выше изученного ПО входят:

- возможность создания электронной спецификации требований, содержащей информацию о требованиях, их величинах;
- уникальная стадия требований: предложено, выполнено, одобрено;
- бизнес-процессы отправки задания и поручения на создание, изменение, проверку, подписание и утверждения требований;
- инструмент вывода спецификации требований;
- хорошая техническая поддержка.

Недостатки ПО «Т-flex»:

- отсутствие в требовании необходимых атрибутов, перечисленных в концепции;
- различные процессы создания требований, выдача заданий, утверждение включают в себя множество манипуляций;
- каждое название требования и его характеристика (величина) утверждается и подписывается отдельно;
- проверка выполняемости требований происходит только визуально, при этом значения требования и расчётных данных в «Проверке» отображаются каждая в своей вкладке;
- отсутствует отображение версии требования;
- матрица соответствия отсутствует.

Заключение

Проведённый тест и сравнительный анализ его результатов позволяет сформулировать следующее заключение. Несмотря на выявленные в ходе тестирования недостатки разработанных систем управления требованиями, программы имеют существенный потенциал в дальнейшем совершенствовании СУТ, их внедрение в производственный процесс позволит повысить эффективность и сократить время проектирования изделия.

Библиографический список

1. Халл Э., Джексон К., Дик Дж. Инженерия требований. М.: ДМК Пресс, 2017. 218 с.
2. Вигерс К., Битти Д. Разработка требований к программному обеспечению. СПб: БХВ, 2019. 736 с.
3. Положение организации П ОДК 423-2021. Управление разработкой. Управление требованиями на стадии разработки изделия. М.: АО «Объединённая двигателестроительная корпорация», 2021. 46 с.

THE RELEVANCE OF INTRODUCING A REQUIREMENTS MANAGEMENT SYSTEM IN THE PRODUCTION PROCESS OF THE AIRCRAFT ENGINE CONSTRUCTION INDUSTRY

© 2024

- I. M. Malinovskiy** Design Engineer, Computation and Research Department; Experimental Design Office named after A. Lyulka, Moscow, Russian Federation; Postgraduate Student of the Department of Engine Construction and Design; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; driven95@gmail.com
- A. V. Starodumov** Head of the Computation and Research Department, “Digital Twin” Project Head Manager; Experimental Design Office named after A. Lyulka, Moscow, Russian Federation; Senior Lecturer, Department of Engine Construction and Design; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; andrey-star@yandex.ru
- K. A. Myagkov** Head of the Team of Design Technology Development, Computation and Research Department; “Digital Twin” Project Deputy Head Manager; Experimental Design Office named after A. Lyulka, Moscow, Russian Federation; myagkov_k@list.ru
- B. Kh. Yusipov** Lead Engineer of the Reliability Department; Experimental Design Office named after A. Lyulka, Moscow, Russian Federation; Postgraduate Student of the Department of Engine Construction and Design; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; Usb83@mail.ru

It is necessary to have access to documents containing product requirements during the design process. Search and processing of this data slows down the product design significantly. The reduction of time losses calls for the availability of a proper software tool. In this work, programs for the creation of requirements management systems are considered. The proposed concept of the requirements management system will make it possible to increase the efficiency of the product design process. The identified potential of the software allows us to talk about the possibility of introducing this program into the production process of enterprises in the aircraft engine industry.

Requirements management system; life cycle management; database; aircraft engine industry; software

Citation: Malinovskiy I.M., Starodumov A.V., Myagkov K.A., Yusipov B.Kh. The relevance of introducing a requirements management system in the production process of the aircraft engine construction industry. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 2. P. 167-177. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-167-177

References

1. Hull E., Jackson K., Dick J. Requirements engineering. London: Springer, 2002. 216 p. DOI: 10.1007/978-1-4471-3730-6
2. Wiegers K., Beatty J. Software requirements. Washington: Microsoft Press, 2013. 639 p.
3. P ODK 423-2021. Development management. Requirements management at the product development stage. Moscow: Joint Stock Company «United Engine Corporation» Publ., 2021. 46 p. (In Russ.)