

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

- ВЫБОР АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЁТА В УСЛОВИЯХ ЭПИСТЕМИЧЕСКОЙ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ**
Г. С. Вересников, О. В. Огородников 7
- РАСЧЁТ ПАРАМЕТРОВ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА РАДИОНАБЛЮДЕНИЯ**
*М. А. Иванушкин, О. Д. Жалдыбина,
С. Л. Сафронов, М. Д. Коровин* 18
- ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ В СОСТАВЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЙ ДОВЫВЕДЕНИЕ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ**
А. В. Колесов, В. В. Салмин 31
- АВТОМАТИЗАЦИЯ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И МОДИФИКАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ САМОЛЁТНОГО ТИПА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ И ЭВОЛЮЦИОННЫХ АЛГОРИТМОВ. ЧАСТЬ 1: МЕТОДЫ И МОДЕЛИ**
*В. А. Комаров, О. Е. Лукьянов, В. Х. Хоанг,
Е. И. Куркин, Х. Г. Куихада Пиокуинто* 42
- МЕТОД ОЦЕНИВАНИЯ УГЛОВОГО УСКОРЕНИЯ ПО ТАНГАЖУ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ИЗМЕРЕНИЙ УГЛА И УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ТАНГАЖА**
О. Н. Корсун, С. Горо, М. Х. Ом 58
-
- ### МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ
-
- ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ДЕМПФИРОВАНИЯ ОПОРЫ С УПРУГИМ КОЛЬЦОМ ПРИ ГАРМОНИЧЕСКОМ ВОЗДЕЙСТВИИ**
*Д. С. Дилигенский, Д. С. Лежин,
Д. К. Новиков, Чэн Ло* 69
- МЕТОДИЧЕСКИЕ И АЛГОРИТМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВИНТОВОЙ АВИАЦИОННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ**
Ю. В. Зиненков 82

**ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ РОБАСТНЫЕ КОНТРОЛЛЕРЫ
ТРИБОТРОННЫХ КОНИЧЕСКИХ ОПОР СКОЛЬЖЕНИЯ**

Ю. Н. Казаков, Д. В. Шутин, Л. А. Савин

94

**РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ ИСПЫТАНИЯ
КАМЕРЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ
НА ГАЗООБРАЗНОМ ТОПЛИВЕ**

А. И. Мустейкис, А. А. Левихин, С. В. Колосенок

111

**ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ КОЭФФИЦИЕНТОВ
МОДЕЛИ УСТАЛОСТНОЙ ДЕГРАДАЦИИ ЖЁСТКОСТИ
КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА**

*А.В. Пантелеев, Н.В. Турбин,
И.С. Надоров, Н.О. Кононов*

119

**ПРОБЛЕМЫ ИСПЫТАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ
ГИДРАВЛИЧЕСКИХ БЛОКОВ ПЕРЕДАЧИ МОЩНОСТИ**

*Н. А. Поляков, Г. К. Фролов,
В. А. Целищев, Д. В. Целищев*

132

**ГАЗОДИНАМИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА
ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ ОХЛАЖДАЕМОЙ ОСЕВОЙ ТУРБИНЫ
С ДЕФЛЕКТОРОМ ВНУТРИ**

*Г. М. Попов, Е. С. Горячкин, С. А. Мельников,
А. И. Щербань, Е. Д. Гатауллина*

144

**ТОНКОПЛЁНОЧНЫЕ ЭЛЕКТРОДЫ АКТУАТОРОВ
НА ОСНОВЕ ДИЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЭЛАСТОМЕРА
ДЛЯ СИСТЕМЫ ВИБРОИЗОЛЯЦИИ**

*В. С. Щербакова, А. М. Базиненков, С. В. Сидорова,
А. Д. Купцов, Д. А. Иванова*

154

ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

**КОНСТРУИРОВАНИЕ ПРОТОТИПА БАЗОВОГО МОДУЛЯ
МАСШТАБИРУЕМОЙ РОБОТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ
МОДЕЛИРОВАНИЯ СЛОЖНЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ
ДЛЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ**

А. В. Графкин, Д. И. Понамаренко

167

**МЕТОДИЧЕСКИЕ ПОДХОДЫ К СОЗДАНИЮ
И ФУНКЦИОНИРОВАНИЮ СЕРИЙНОГО РОБОТИЗИРОВАННОГО
ПРОИЗВОДСТВА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

И. С. Ткаченко

178

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

- SELECTION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AND ENGINE PARAMETERS OF A MANEUVERABLE AIRCRAFT UNDER EPISTEMIC UNCERTAINTY**
G. S. Veresnikov, O. V. Ogorodnikov 7
- ESTIMATING THE DESIGN PARAMETERS OF A SPACE-BASED RADIO SURVEILLANCE SYSTEM**
*M. A. Ivanushkin, O. D. Zhaldybina,
S. L. Safronov, M. D. Korovin* 18
- SELECTION OF DESIGN PARAMETERS OF A SPACECRAFT ELECTRIC PROPULSION ENGINE ENSURING THE GEOSTATIONARY ORBIT RAISING MISSION**
A. V. Kolesov, V. V. Salmin 31
- AUTOMATION OF CONCEPTUAL DESIGN AND MODIFICATION OF AIRCRAFT TYPE UNMANNED AERIAL VEHICLES USING MULTIDISCIPLINARY OPTIMIZATION AND EVOLUTIONARY ALGORITHMS. PART 1: METHODS AND MODELS**
*V. A. Komarov, O. E. Lukyanov, V. H. Hoang,
E. I. Kurkin, J. G. QuijadaPioquinto* 42
- DEVELOPMENT OF THE NUMERICAL DIFFERENTIATION METHOD FOR APPROXIMATING PITCH ACCELERATION USING SENSOR FUSION APPROACH**
O. N. Korsun, S. Goro, M. H. Om 58

MECHANICAL ENGINEERING

- EXPERIMENTAL DETERMINATION OF DAMPING COEFFICIENT OF A SUPPORT WITH ELASTIC RING UNDER HARMONIC LOADING**
*D. S. Diligenskiy, D. S. Lezhin,
D. K. Novikov, Ch. Luo* 69
- METHODICAL AND ALGORITHMIC ASPECTS OF MATHEMATICAL MODELING OF A SCREW AIRCRAFT POWER PLANT**
Yu. V. Zinenkov 82

INTELLIGENT ROBUST CONTROLLERS FOR TRIBOTRONIC CONICAL FLUID FILM BEARINGS <i>Yu. N. Kazakov, D. V. Shutin, L. A. Savin</i>	94
DEVELOPMENT AND RESEARCH TESTING OF A LOW THRUST ON GASEOUS-PROPELLANT ROCKET ENGINE CHAMBER <i>A. I. Musteikis, A. A. Levikhin, S. V. Kolosenok</i>	111
PARAMETRIC IDENTIFICATION OF COEFFICIENTS FOR A MODEL OF FATIGUE STIFFNESS DEGRADATION OF A COMPOSITE MATERIAL <i>A. V. Panteleev, N. V. Turbin, I. S. Nadorov, N. O. Kononov</i>	119
PROBLEMS OF TESTING AND OPERATION OF HYDRAULIC POWER TRANSFER UNITS <i>N. A. Polyakov, G. K. Frolov, V. A. Tselischev, D. V. Tselischev</i>	132
GAS DYNAMIC OPTIMIZATION OF THE WORK PROCESS OF A SINGLE-STAGE COOLED AXIAL TURBINE WITH AN INSIDE BAFFLE <i>G. M. Popov, E. S. Goryachkin, S. A. Melnikov, A. I. Shcherban, E. D. Gataullina</i>	144
THIN-FILM ELECTRODES OF DIELECTRIC ELASTOMER-BASED ACTUATORS FOR AN ACTIVE VIBRATION CONTROL SYSTEM <i>V. S. Shcherbakova, A. M. Bazinenkov, S. V. Sidorova, A. D. Kouptsov, D. A. Ivanova</i>	154

INFORMATION SCIENCE, COMPUTING TECHNOLOGY AND CONTROL

CONSTRUCTION OF A PROTOTYPE OF THE BASIC MODULE OF A SCALABLE ROBOTIC SYSTEM FOR SIMULATION OF COMPOSITE SURFACES FOR DYNAMIC TESTS <i>A. V. Grafkin, D. I. Ponamarenko</i>	167
METHODOLOGICAL APPROACHES TO THE CREATION AND FUNCTIONING OF SERIAL ROBOTIC PRODUCTION OF SMALL SATELLITES <i>I. S. Tkachenko</i>	178

ВЫБОР АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЁТА В УСЛОВИЯХ ЭПИСТЕМИЧЕСКОЙ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ

© 2024

Г. С. Вересников доктор технических наук, ведущий научный сотрудник лаборатории «Системы поддержки принятия решений»; Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова Российской академии наук, Москва; veresnikov@mail.ru

О. В. Огородников научный сотрудник лаборатории «Системы поддержки принятия решений»; Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова Российской академии наук, Москва; o.v.ogorodnikov@gmail.com

На этапе предварительного проектирования летательных аппаратов обычно приходится решать проблему недостаточности исходных данных для применения традиционных детерминированных моделей математического программирования. Актуальной является разработка алгоритмов, позволяющих повысить надёжность проектных решений в условиях эпистемической неопределённости, возникающей, когда к формированию исходных данных привлекаются эксперты. В работе рассматривается задача выбора аэродинамических характеристик и параметров двигателя маневренного самолёта в условиях неопределённости, связанной с неточностью экспертной информации. Предлагаются алгоритмы, в которых теория неопределённости применяется с моделями «чёрного ящика», реализующими методику оптимизационных расчётов из инженерной практики предварительного проектирования летательных аппаратов. Используя эти алгоритмы, эксперты получают возможность задавать неопределённые параметры, в которых недостаток знаний учитывается функциями распределения неопределённости. В случае монотонности целевых функций по неопределённым параметрам применение теории неопределённости позволяет при оптимизационных расчётах значительно сократить вычислительные затраты по сравнению с методом статистического моделирования. Приводятся результаты расчётных исследований разработанных алгоритмов. Для различных уровней уверенности получены Парето-фронты, позволяющие выбрать проектные решения, включающие значения аэродинамических характеристик и параметров двигателя маневренного самолёта.

Проектирование; маневренный летательный аппарат; параметрическая неопределённость; теория неопределённости; оптимизация

Цитирование: Вересников Г.С., Огородников О.В. Выбор аэродинамических характеристик и параметров двигателя маневренного самолёта в условиях эпистемической неопределённости // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 7-17.
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-7-17

Введение

В рамках решения оптимизационных задач предварительного проектирования летательных аппаратов (ЛА) нередко возникает проблема определения значений входных параметров общепринятых в инженерной практике детерминированных математических моделей. Необоснованное задание входных параметров точными значениями без рассмотрения поведения функций, входящих в критерии оптимизации и ограничения, ведёт к рискам принятия неэффективных или неработоспособных проектных решений. Необходимость снижения этих рисков обуславливает актуальность разработки моделей и алгоритмов для параметрического синтеза проектных решений в условиях неопределённости, когда исходные данные включают недетерминированные параметры. Способ формирования информации о недетерминированных параметрах определяет используемый тип неопределённости и выбор методологического аппарата для формализации и решения оптимизационных задач. Если информация о недетерминированных параметрах

рах содержится в статистических данных, то применяется теория вероятности, в которой для описания неточности исходных данных используется вероятностная мера. Вероятностная мера с математической строгостью описывается аксиоматикой Колмогорова и естественным образом интерпретируется проектировщиком посредством рассмотрения относительных частот наступления событий. Теория вероятности широко применяется при решении задач проектирования летательных аппаратов [1 - 4]. Основным недостатком использования теории вероятности в этом случае является необходимость высоких вычислительных затрат при выполнении оптимизационных расчётов. При этом обычно статистических данных недостаточно для построения функций распределения вероятности входных параметров математических моделей. Функции распределения вероятностей могут формироваться экспертами на основе субъективных оценок, но тогда применение теории вероятности в задачах предварительного проектирования летательных аппаратов нельзя в полной мере считать обоснованным выбором. Следует отметить, что рассматриваемая в статье прикладная задача осложняется необходимостью включения в разрабатываемые алгоритмы моделей «чёрного ящика». Применение моделей «чёрного ящика» в задаче выбора аэродинамических характеристик и параметров двигателя маневренного самолёта в условиях неопределённости объясняется сложностью итерационных алгоритмических конструкций в процедурах вычисления целевых функций и ограничений. Традиционные способы решения подобных задач с использованием теории вероятности базируются на аппроксимационных методах, так как в общем случае расчёт целевых функций и проверка ограничений, зависящих от множества случайных параметров, связаны с вычислением многомерных интегралов. Например, в работах, посвящённых решению классических задач reliability-based design optimization (RBDO), основное внимание уделяется эффективной проверке ограничений в условиях параметрической неопределённости – обеспечению робастной допустимости [5]. В научной литературе предлагается множество методов для вычисления многомерного интеграла, определяющего вероятность выполнения ограничений, зависящих от случайных параметров. Применение методов статистического моделирования (метод Монте-Карло) и его модификаций, снижающих требуемое количество вычислений для получения вероятности выполнения стохастических ограничений, не обеспечивает достаточной эффективности во многих прикладных задачах [6]. В работе [7] в качестве альтернативного подхода к решению этой проблемы предлагается вычисление многомерного интеграла численными методами, но отмечается, что на практике возможности численного интегрирования ограничены сравнительно небольшим количеством случайных параметров (5-6 параметров). Множество исследований посвящено методам аппроксимации, например, FORM (first-order reliability method) и SORM (second-order reliability method), позволяющим снизить вычислительные затраты при расчёте вероятности выполнения стохастических ограничений [8]. Метод SORM обычно обеспечивает более высокую точность по сравнению с FORM, т.к. для аппроксимации используются производные второго порядка.

В настоящее время значительное внимание в научных работах уделяется разработке алгоритмов, которые позволяют синтезировать проектные решения в условиях эпистемической неопределённости. Эпистемическая неопределённость возникает, когда статистических данных недостаточно или они полностью отсутствуют, а информацию о параметрах математических моделей формируют эксперты.

При решении задач аэродинамического проектирования в условиях эпистемической неопределённости известны случаи применения интервальных методов [9; 10], теории возможностей [11; 12], теории нечётких множеств [13 – 15], теории неопределённости [16; 17]. Высокий интерес к использованию теорий, предназначенных для «интеллектуальных»/«мягких» вычислений, обычно объясняется спецификой этапа

предварительного проектирования, характеризующегося недостатком статистических данных. В работах, связанных с решением задач проектирования в условиях эпистемической неопределённости, обычно выбирается и используется методика проверки свойств целевой функции, которые можно рассматривать как числовые характеристики распределения выходных значений недетерминированной модели. Это объясняется тем, что в зависимости от теории, выбранной для представления параметров летательного аппарата, результат расчёта функции, зависящей от недетерминированных величин, представляет собой случайную величину, интервал, нечёткое число, возможностную величину, неопределённую величину, которые не могут непосредственно использоваться при выполнении оптимизационных расчётов. Поэтому создаются оптимизационные модели, в которых функции, зависящие от недетерминированных параметров, представлены их числовыми характеристиками.

Для решения задачи выбора аэродинамических характеристик и параметров двигателя маневренного самолёта предлагается использовать теорию неопределённости [18]. Теория неопределённости позволяет эффективно решать задачи предварительного проектирования, когда информация о недетерминированных параметрах (неопределённых параметрах) целевых функций и ограничений формируется экспертами. В теории неопределённости, основанной на строго описанной аксиоматике, вводится мера неопределённости $M(\bullet)$, как степень уверенности эксперта, что событие (\bullet) произойдет. Неопределённые параметры задаются функциями распределения неопределённости $\Phi_{\xi}(x) = M(\xi \leq x)$ (Φ_{ξ}^{-1} – обратная функция), где x – возможное значение неопределённого параметра ξ .

В разделе 1 приводится постановка оптимизационной задачи, модели и алгоритмы, которые используются для параметрического синтеза проектных решений с использованием теории неопределённости.

1. Постановка задачи, модели и алгоритмы

Задача выбора аэродинамических характеристик и параметров двигателя перспективного маневренного самолёта в условиях неопределённости решается на основе известной инженерной методики, изначально предполагающей детерминированность исходных данных. В этой методике сначала определяются основные технические требования к разрабатываемому самолёту:

- дальность L крейсерского полёта на скорости меньше скорости звука [19];
- нормальная перегрузка в режиме манёвра (определяет манёвренность самолёта);
- энергетическая скороподъёмность (определяет способность самолёта увеличивать свою кинетическую энергию);
- масса полезной нагрузки m_{ec} .

Затем вычисляются значения геометрических и весовых характеристик, параметров двигателя и величина аэродинамического качества – показатель совершенства аэродинамической компоновки самолёта. Реализация полученных проектных решений при создании самолёта обеспечивает выполнение тактико-технических требований.

Задачу выбора аэродинамических характеристик (компоновки самолёта) и параметров двигателя можно представить в детерминированной постановке как задачу минимизации потребного значения максимального аэродинамического качества на режиме крейсерского полёта $K_{\max cr}$ и минимизацию потребного значения максимальной тяги двигателя при взлёте P_0 :

$$\left\{ \begin{array}{l} \min [K_{\max cr}], \\ \min [P_0], \\ \gamma_a^{-\Delta} \leq \gamma_a \leq \gamma_a^{+\Delta}, \\ F^{-\Delta} \leq F \leq F^{+\Delta}, \\ \gamma_{eng}^{-\Delta} \leq \gamma_{eng} \leq \gamma_{eng}^{+\Delta}. \end{array} \right. \quad (1)$$

Оптимизируемые детерминированные параметры: γ_a – средняя плотность самолёта; γ_{eng} – отношение веса силовой установки к тяге двигателей; F – коэффициент формы [19].

К неопределённым параметрам относятся технологические коэффициенты для расчёта массы планера самолёта и относительные величины затрат топлива на набор высоты и снижение.

Минимизация $K_{\max cr}$ расширяет множество допустимых компоновок разрабатываемого самолёта, а минимизация P_0 – множество допустимых типов двигателей. Оптимизационная модель (1) может быть сведена к однокритериальной переводом одной из целевых функций в ограничения.

Поскольку рассматриваемая инженерная методика выбора параметров маневренного самолёта реализуется алгоритмом, в котором присутствуют сложные итерационные процедуры, числовые характеристики целевых функций, зависящих от неопределённых параметров, рассчитываются с использованием моделей «чёрного ящика».

Формализацию и решение задачи выбора аэродинамических характеристик и параметров двигателя перспективного маневренного самолёта в условиях неопределённости предлагается выполнять с использованием схемы, представленной на рис. 1.

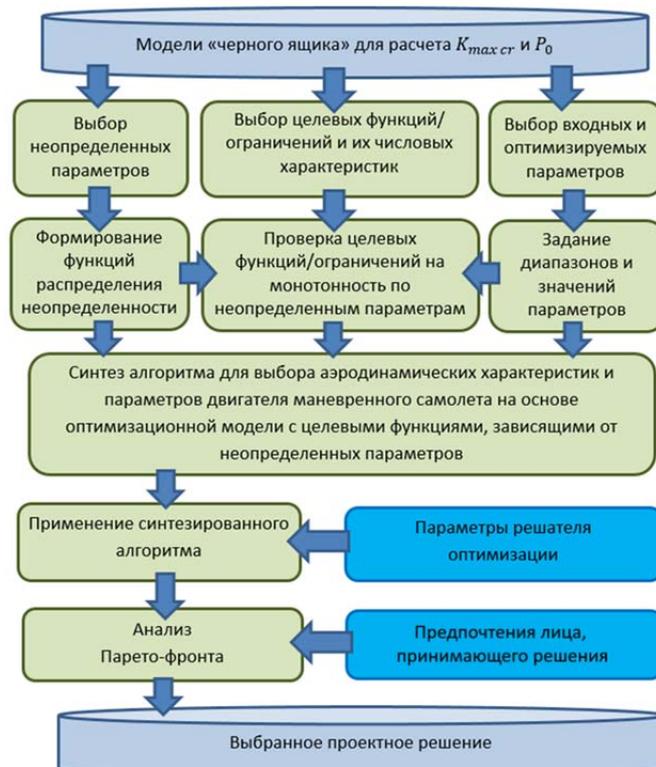


Рис. 1. Схема формализации и решения задачи выбора аэродинамических характеристик и параметров двигателя перспективного маневренного самолёта

На основе входных параметров модели «чёрного ящика» формируются множества параметров, которые являются входными и оптимизируемыми для числовых характеристик целевых функций и ограничений. Параметры внутри этих множеств подразделяются на детерминированные и недетерминированные. Для недетерминированных параметров экспертами формируются функции распределения неопределённости. В результате выбора целевых функций и их числовых характеристик формируются оптимизационные модели, отражающие технические требования к маневренному самолёту.

В рамках схемы на рис. 1 задача выбора параметров аэродинамической компоновки и силовой установки в условиях эпистемической неопределённости математически описывается следующим образом:

$$\left\{ \begin{array}{l} \min \left[\inf_{\alpha_{K_{\max cr}}} \left[K_{\max cr} \right] \right], \\ \min \left[\inf_{\alpha_{P_0}} \left[P_0 \right] \right], \\ \inf_{\alpha_{K_{\max cr}}} \left[K_{\max cr} \right] = \inf \left\{ r_{K_{\max cr}} \mid M \left\{ K_{\max cr} \leq r_{K_{\max cr}} \right\} \geq \alpha_{K_{\max cr}} \right\}, \\ \inf_{\alpha_{P_0}} \left[P_0 \right] = \inf \left\{ r_{P_0} \mid M \left\{ P_0 \leq r_{P_0} \right\} \geq \alpha_{P_0} \right\}, \\ \gamma_a^{-\Delta} \leq \gamma_a \leq \gamma_a^{+\Delta}, \\ F^{-\Delta} \leq F \leq F^{+\Delta}, \\ \gamma_{eng}^{-\Delta} \leq \gamma_{eng} \leq \gamma_{eng}^{+\Delta}, \end{array} \right. \quad (2)$$

где $\inf_{\alpha_{K_{\max cr}}} \left[K_{\max cr} \right]$ и $\inf_{\alpha_{P_0}} \left[P_0 \right]$ – критические значения для $K_{\max cr}$ и P_0 , $\alpha_{K_{\max cr}}$ и α_{P_0} – соответственно уровни степеней уверенности в том, что значения $K_{\max cr}$ и P_0 будут меньше значений $r_{K_{\max cr}}$ и r_{P_0} .

Разработанная оптимизационная модель соответствует принципам формализации оптимизационных задач, рассмотренных в [16].

Далее приводится часть расчётных формул моделей «чёрного ящика» для определения технических характеристик ЛА, зависящих от неопределённых параметров.

1. Определение потребной массы топлива для реализации дальности крейсерского полёта (по формуле Бреге [19; 20]):

2.

$$\bar{m}_f = \left(1 + \Phi_{\bar{m}_{des}}^{-1}(\alpha) \right) - \left(1 + \Phi_{\bar{m}_{cl}}^{-1}(\alpha) \right) \exp \left(\frac{\left(L - \Phi_{L_{des+cl}}^{-1}(1-\alpha) \right) C_{e cr}}{V_{cr} K_{\max cr}} \right),$$

где $C_{e cr}$ – удельный расход топлива на режиме крейсерского полёта; V_{cr} – скорость в режиме крейсерского полёта; $\Phi_{\bar{m}_{des}}^{-1}(\alpha)$, $\Phi_{\bar{m}_{cl}}^{-1}(\alpha)$, $\Phi_{L_{des+cl}}^{-1}(1-\alpha)$ – обратные функции распределения неопределённости для параметров \bar{m}_{des} , \bar{m}_{cl} , L_{des+cl} ; L_{des+cl} – суммарная длина участков набора и снижения высоты; \bar{m}_{cl} и \bar{m}_{des} – относительные массы топлива, затраченные при наборе и снижении высоты.

3. Определение основных весовых и геометрических характеристик самолёта: взлётный вес m_0 , площадь омываемой поверхности A_{wet} и объём самолёта V_a :

$$\left\{ \begin{aligned} m_0 &= \frac{m_{ec}}{1 - \bar{m}_{pp} - \bar{m}_f - \bar{m}_{cch}}, \\ \bar{m}_{cch} &= \left(\Phi_{k_{qs1}}^{-1}(\alpha) + \Phi_{k_{qs2}}^{-1}(\alpha) V_a^{1/3} \right) \frac{A_{wet}}{m_0}, \\ A_{wet} &= (36\pi)^{1/3} F V_a^{2/3}, \\ V_a &= \frac{m_0}{\gamma_a}, \end{aligned} \right.$$

где \bar{m}_{cch} – масса планера самолёта, $\Phi_{k_{qs1}}^{-1}(\alpha)$ и $\Phi_{k_{qs2}}^{-1}(\alpha)$ – обратные функции распределения неопределённости для параметров k_{qs1} и k_{qs2} , требующихся для определения массы планера; \bar{m}_{pp} – относительная масса двигателя.

Представленные оптимизационные модели используются для синтеза алгоритмов, которые позволяют получить Парето-фронт для анализа и выбора проектных решений. Схема синтезируемого алгоритма представлена на рис. 2.



Рис. 2. Обобщённая схема синтезированного алгоритма

При изменении исходных данных требуется повторный синтез оптимизационного алгоритма по схеме, представленной на рис. 1, так как выражения для расчёта числовых характеристик функций, зависящих от неопределённых параметров, могут также меняться. В разделе 2 приводятся результаты оптимизационных расчётов, полученные с использованием разработанных схем и моделей.

2. Результаты расчётных исследований

Проектировщиком маневренного самолёта применяется схема, представленная на рис. 1. При этом эксперты задают детерминированные параметры и кусочно-линейные функции распределения неопределённости для неопределённых параметров:

$$\Phi_{(\bullet)}(x) = \begin{cases} 0, & \text{если } x < x_1, \\ \alpha_i + \frac{(\alpha_{i+1} - \alpha_i)(x - x_i)}{x_{i+1} - x_i}, & \text{если } x_i \leq x \leq x_{i+1}, 1 \leq i \leq n, \\ 1, & \text{если } x > x_n, \end{cases}$$

где $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_{p_{(\bullet)}}$ – степени уверенности, что $(\bullet) \leq x_1, (\bullet) \leq x_2, (\bullet) \leq x_{p_{(\bullet)}}$, $x_1, x_2, \dots, x_{p_{(\bullet)}}$ – рассматриваемые экспертом детерминированные значения неопределённого параметра (\bullet) , $x_1 < x_2 < \dots < x_{p_{(\bullet)}}$, $0 \leq \alpha_1 \leq \alpha_2 \leq \dots \leq \alpha_{p_{(\bullet)}} \leq 1$.

Использование функций такого вида позволяет избежать распространённой ошибки, связанной с заданием экспертом параметров, которые по физике могут изменяться только в закрытом интервале, нормальными функциями распределения, имеющими область определения $[-\infty; \infty]$.

После синтеза оптимизационного алгоритма проектировщиком задаются уровни уверенности $\alpha_{K_{\max cr}}$, α_{P_0} . Для определения проектных решений по схеме, представленной на рис. 2, используется генетический алгоритм (решатель математической оптимизации).

В результате оптимизационных расчётов формируется множество аппроксимаций Парето-фронт, представленных на рис. 3.

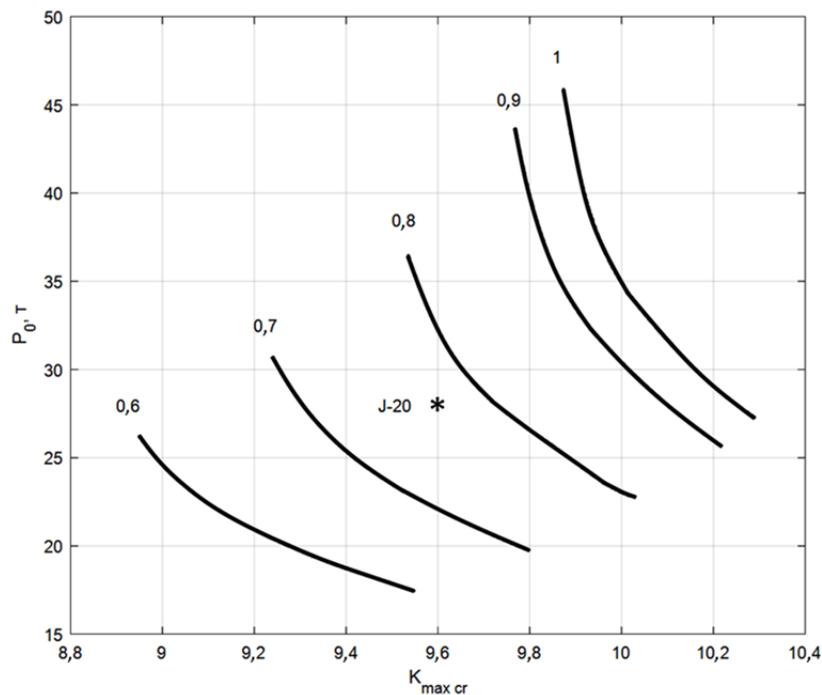


Рис. 3. Результат применения оптимизационной модели (2) для уровней уверенности от 0,6 до 1

На рис. 3 показано, что при увеличении требуемой надёжности проектного решения растут расчётные значения параметров $K_{\max cr}$ и P_0 (значения из соответствующего Парето-фронта не будут превышены с заданной степенью уверенности). Исходные данные, используемые в расчётных исследованиях, взяты для самолёта типа J-20. Оценки значений $K_{\max cr}$ и P_0 взяты из открытых источников. Степень уверенности в их реализации находится в диапазоне 0,75...0,8. Такие значения принято считать удовлетворительными для этапа предварительного проектирования летательных аппаратов. В целом результаты применения модели (2) согласуются с практикой решения оптимизационных задач в условиях неопределённости. Повышение требований к надёжности проектных решений приводит к смещению Парето-фронта в область «худших» значений целевых функций. Также следует отметить, что применение разработанных моделей и алгоритмов требует гораздо меньшего количества вычислений целевых функций по сравнению с их стохастическими аналогами.

Заключение

В статье представлено решение проблемы выбора аэродинамических характеристик и параметров двигателя маневренного самолёта в условиях эпистемической неопределённости на этапе предварительного проектирования, когда часть исходных параметров задаётся экспертами и является недетерминированными параметрами. Недетерминированность параметров может являться причиной значительного отклонения характеристик проектируемого самолёта от расчётных и нарушения критических ограничений. На основе теории неопределённости созданы модели, обеспечивающие надёжность проектных решений и высокую вычислительную эффективность при выполнении оптимизационных расчётов. Показано, что проектные решения, сформированные в результате применения оптимизационных моделей с детерминированными и неопределёнными параметрами, значительно отличаются. Смещение значений целевых функций в область «худших» значений является «платой» за надёжность. Парето-фронт, полученные с использованием разработанных моделей и алгоритмов, позволяют проектировщику выбрать аэродинамические характеристики и параметры двигателя, обеспечивающие рациональный компромисс между значениями целевых функций.

Исследование частично выполнено за счёт гранта Российского научного фонда (проект № 24-19-00430).

Библиографический список

1. Маленков А.А. Выбор проектных решений при проектировании системы беспилотных летательных аппаратов в условиях многоцелевой неопределённости // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 2. С. 7-15.
2. Балык В.М., Калущкий Н.С. Статистический синтез устойчивых проектных решений при проектировании летательного аппарата в условиях многофакторной неопределённости // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15, № 1. С. 29-36.
3. Jaeger L., Gogu C., Segonds S., Bes C. Aircraft multidisciplinary design optimization under both model and design variables uncertainty // Journal of Aircraft. 2013. V. 50, Iss. 2. P. 528-538. DOI: 10.2514/1.C031914
4. Gori G., Le Maître O., Congedo P.M. A confidence-based aerospace design approach robust to structural turbulence closure uncertainty // Computers and Fluids. 2022. V. 246. DOI: 10.1016/j.compfluid.2022.105614

5. Dawei Z., Jinyu Z., Chunqiu L., Zhiling W. A short review of reliability-based design optimization // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2021. V. 1043. DOI: 10.1088/1757-899X/1043/3/032041
6. Rubinstein R.Y., Dirk P.K. Simulation and the Monte Carlo method. New York: Wiley, 2016. 432 p.
7. Rahman S., Xu H. A univariate dimension-reduction method for multi-dimensional integration in stochastic mechanics // Probabilistic Engineering Mechanics. 2004. V. 19, Iss. 4. P. 393-408. DOI: 10.1016/j.pro bengmech.2004.04.003
8. Chun J. Reliability-based design optimization of structures using the second-order reliability method and complex-step derivative approximation // Applied Sciences. 2021. V. 11, Iss. 11. DOI: 10.3390/app11115312
9. Du Z., Wan Z., Yang Ch. Robust aeroelastic design optimization of hypersonic wings considering uncertainty in heat flux // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. 2017. V. 60, Iss. 3. P. 152-163. DOI: 10.2322/tjsass.60.152
10. Zhu J., Qiu Z. Interval analysis for uncertain aerodynamic loads with uncertain-but-bounded parameters // Journal of Fluids and Structures. 2018. V. 81. P. 418-436. DOI: 10.1016/J.JFLUIDSTRUCTS.2018.05.009
11. Neufeld D., Nguyen N.-V., Lee J.-W., Kim S. A multidisciplinary possibilistic approach to light aircraft conceptual design // Proceeding of 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference (April, 23-26, 2012, Honolulu, Hawaii). 2012. DOI: 10.2514/6.2012-1434
12. Winyangkul S., Slesongsom S., Bureerat S. Reliability-based design of an aircraft wing using a fuzzy-based metaheuristic // Applied Sciences. 2021. V. 11, Iss. 14. DOI: 10.3390/app11146463
13. Altab H., Rahman A., Hossen J., Iqbal A.P. Prediction of aerodynamic characteristics of an aircraft model with and without winglet using fuzzy logic technique // Aerospace Science and Technology. 2011. V. 15, Iss. 8. P. 595-605. DOI: 10.1016/j.ast.2010.12.003
14. Никулин В.С., Хижняков Ю.Н., Сторожев С.А. Виртуальный адаптивный векторно-матричный измеритель окислителя камеры сгорания газотурбинного двигателя // Труды МАИ. 2021. № 121. DOI: 10.34759/trd-2021-121-21
15. Chang R.C. Fuzzy logic-based aerodynamic modeling with continuous differentiability // Mathematical Problems in Engineering. 2013. V. 2013. DOI: 10.1155/2013/609769
16. Bashkirov I.G., Chernyshev S.L., Veresnikov G.S. Parametric synthesis optimization models for high speed transport aerodynamic design to comply with flight safety and low environmental impact requirements // Acta Astronautica. 2023. V. 204. P. 720-727. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.10.023
17. Veresnikov G.S., Bashkirov I.G. Synthesis of design solutions for preliminary aerodynamic design of an advanced supersonic transport under parametric epistemic uncertainty // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2022. V. 1226. DOI: 10.1088/1757-899X/1226/1/012099
18. Liu B. Uncertainty theory. Berlin: Springer, 2015. 487 p. DOI: 10.1007/978-3-662-44354-5
19. Авиация: энциклопедия / под ред. Г.П. Свищева. М.: Большая российская энциклопедия, 1994. 736 с.
20. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов / под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Физматлит, 1998. 816 с.

SELECTION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AND ENGINE PARAMETERS OF A MANEUVERABLE AIRCRAFT UNDER EPISTEMIC UNCERTAINTY

© 2024

G. S. Veresnikov Doctor of Science (Engineering), Leading Researcher of the Laboratory of Decision Support Systems;
V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation;
veresnikov@mail.ru

O. V. Ogorodnikov Researcher of the Laboratory of Decision Support Systems;
V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation;
o.v.ogorodnikov@gmail.com

At the preliminary stage of aircraft design, it is usually required to solve the problem of insufficient initial data for applying traditional algorithmic-type mathematical programming models. In many cases, numerous input parameters cannot be accurately specified at the time of making design decisions. If the inaccuracy of parameters is not taken into account, the actual values of target functions may differ significantly from the calculated ones when solving optimization problems. In this regard, the issue of current interest is the development of algorithms to improve the reliability of design decisions under conditions of epistemological uncertainty when experts engage in the formation of initial data. The paper considers the problem of selecting aerodynamic characteristics and engine parameters of maneuverable aircraft under conditions of uncertainty associated with inaccuracy of expert data. The applied problem under consideration is further complicated by the necessity to include “black box” models in the algorithms being developed. The paper proposes algorithms that apply the uncertainty theory together with “black box” models that implement optimization calculation techniques derived from previous engineering practice of aircraft design. Using these algorithms, experts are able to set uncertain parameters whereby the lack of data is factored in using uncertainty distribution functions. In cases of monotonicity of uncertain parameters in target functions, application of the uncertainty theory provides a significant reduction in computational costs compared to the method of statistical modeling in optimization calculations. The paper presents the results of computational studies of the developed algorithms. A genetic algorithm (mathematical optimization solver) is used to optimize the search for design solutions. Pareto frontiers are obtained for different confidence levels enabling to make design decisions including values of aerodynamic characteristics and engine parameters of maneuverable aircraft.

Design; maneuverable aircraft; parametric uncertainty; uncertainty theory; optimization

Citation: Veresnikov G.S., Ogorodnikov O.V. Selection of aerodynamic characteristics and engine parameters of a maneuverable aircraft under epistemic uncertainty. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-7-17

References

1. Malenkov A.A. Design solutions selection while developing a system of unmanned flying vehicles in conditions of multi-target uncertainty. *Aerospace MAI Journal*. 2018. V. 25, no. 2. P. 7-15. (In Russ.)
2. Balyk V.M., Kalutsky N.S. A statistical synthesis of stable design choices for flying vehicle design processes in conditions of multiple-factor uncertainty. *Aerospace MAI Journal*. 2008. V. 15, no. 1. P. 29-36. (In Russ.)
3. Jaeger L., Gogu C., Segonds S., Bes C. Aircraft multidisciplinary design optimization under both model and design variables uncertainty. *Journal of Aircraft*. 2013. V. 50, Iss. 2. P. 528-538. DOI: 10.2514/1.C031914
4. Gori G., Le Maître O., Congedo P.M. A confidence-based aerospace design approach robust to structural turbulence closure uncertainty. *Computers and Fluids*. 2022. V. 246. DOI: 10.1016/j.compfluid.2022.105614

5. Dawei Z., Jinyu Z., Chunqiu L., Zhiling W. A short review of reliability-based design optimization. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2021. V. 1043. DOI: 10.1088/1757-899X/1043/3/032041
6. Rubinstein R.Y., Dirk P.K. Simulation and the Monte Carlo method. New York: Wiley, 2016. 432 p.
7. Rahman S., Xu H. A univariate dimension-reduction method for multi-dimensional integration in stochastic mechanics. *Probabilistic Engineering Mechanics*. 2004. V. 19, Iss. 4. P. 393-408. DOI: 10.1016/j.probengmech.2004.04.003
8. Chun J. Reliability-based design optimization of structures using the second-order reliability method and complex-step derivative approximation. *Applied Sciences*. 2021. V. 11, Iss. 11. DOI: 10.3390/app11115312.
9. Du Z., Wan Z., Yang Ch. Robust aeroelastic design optimization of hypersonic wings considering uncertainty in heat flux. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*. 2017. V. 60, Iss. 3. P. 152-163. DOI: 10.2322/tjsass.60.152
10. Zhu J., Qiu Z. Interval analysis for uncertain aerodynamic loads with uncertain-but-bounded parameters. *Journal of Fluids and Structures*. 2018. V. 81. P. 418-436. DOI: 10.1016/J.JFLUIDSTRUCTS.2018.05.009
11. Neufeld D., Nguyen N.-V., Lee J.-W., Kim S. A multidisciplinary possibilistic approach to light aircraft conceptual design. *Proceeding of 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference (April, 23-26, 2012, Honolulu, Hawaii)*. 2012. DOI: 10.2514/6.2012-1434
12. Winyangkul S., Slesongsom S., Bureerat S. Reliability-based design of an aircraft wing using a fuzzy-based metaheuristic. *Applied Sciences*. 2021. V. 11, Iss. 14. DOI: 10.3390/app11146463
13. Altab H., Rahman A., Hossen J., Iqbal A.P. Prediction of aerodynamic characteristics of an aircraft model with and without winglet using fuzzy logic technique. *Aerospace Science and Technology*. 2011. V. 15, Iss. 8. P. 595-605. DOI: 10.1016/j.ast.2010.12.003
14. Nikulin V.S., Khizhnyakov Yu.N., Storozhev S.A. Virtual adaptive vector-matrix meter of the oxidizer of the combustion chamber of a gas turbine engine. *Trudy MAI*. 2021. No. 121. (In Russ.). DOI: 10.34759/trd-2021-121-21
15. Chang R.C. Fuzzy logic-based aerodynamic modeling with continuous differentiability. *Mathematical Problems in Engineering*. 2013. V. 2013. DOI: 10.1155/2013/609769
16. Bashkirov I.G., Chernyshev S.L., Veresnikov G.S. Parametric synthesis optimization models for high speed transport aerodynamic design to comply with flight safety and low environmental impact requirements. *Acta Astronautica*. 2023. V. 204. P. 720-727. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.10.023
17. Veresnikov G.S., Bashkirov I.G. Synthesis of design solutions for preliminary aerodynamic design of an advanced supersonic transport under parametric epistemic uncertainty. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2022. V. 1226. DOI: 10.1088/1757-899X/1226/1/012099
18. Liu B. Uncertainty theory. Berlin: Springer, 2015. 487 p. DOI: 10.1007/978-3-662-44354-5
19. *Aviatsiya: entsiklopediya* [Aviation. Encyclopedia / ed. by G.P. Svishchev]. Moscow: Bol'shaya Rossiyskaya Entsiklopediya Publ., 1994. 736 p.
20. *Aerodinamika, ustoychivost' i upravlyaemost' sverkhzvukovykh samoletov* [Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft /ed. by G.S. Byushgens]. Moscow: Fizmatlit Publ., 1998. 816 p.

РАСЧЁТ ПАРАМЕТРОВ ЦЕЛЕВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА РАДИОНАБЛЮДЕНИЯ

© 2024

- М. А. Иванушкин** ассистент кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
ivanushkin.ma@ssau.ru
- О. Д. Жалдыбина** инженер кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
zhaldybina.od@ssau.ru
- С. Л. Сафронов** кандидат технических наук, доцент кафедры космического
машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
safronov@ssau.ru
- М. Д. Коровин** ассистент кафедры космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
korovin.md@ssau.ru

В настоящее время всё большее распространение получают малые космические аппараты как с оптико-электронной, так и с радиолокационной съёмочной аппаратурой. Целью работы является повышение эффективности предварительной оценки достижимых характеристик целевой аппаратуры на начальных этапах проектирования малых космических аппаратов с радиолокационной аппаратурой. В работе описываются достоинства использования радиолокационной съёмочной аппаратуры, а также основные тенденции её развития. Приводятся основные области применения космических аппаратов с радиолокатором различных частотных диапазонов и описываются достоинства каждого частотного диапазона. Рассматривается методика определения параметров траекторного сигнала при движении космического аппарата по круговой орбите с учётом допущений, связанных с оценкой размера зоны облучения по азимуту. На основании рассмотренной методики разработана программа, которая позволяет на основании массогабаритных характеристик антенны и параметров орбиты космического аппарата оценить требуемые размеры синтезированной апертуры, время синтеза и азимутальное разрешение целевой аппаратуры. Для программы разработан графический пользовательский интерфейс, позволяющий в интерактивном режиме варьировать исходные данные для расчёта и оценивать графическое представление результата. Разработанная программа может применяться для расчёта основных проектных параметров малых космических аппаратов с радиолокационной съёмочной аппаратурой на этапе предварительного проектирования.

Малый космический аппарат; дистанционное зондирование Земли; радар с синтезированной апертурой; маршрутный режим съёмки; детальный режим съёмки; разрешающая способность

Цитирование: Иванушкин М.А., Жалдыбина О.Д., Сафронов С.Л., Коровин М.Д. Расчёт параметров целевой аппаратуры космического аппарата радионаблюдения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 18-30. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-18-30

Введение

Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) представляют собой эффективное средство для оперативного и достоверного получения информации о состоянии окружающей среды на глобальном и региональном уровнях, независимо от погодных условий и времени суток [1].

Развитие технологий дистанционного зондирования Земли и освоение околоземного пространства привело к созданию систем космического мониторинга земной поверхности, которые обеспечивают слежение за состоянием окружающей среды, например, за земной или водной поверхностями [2]. Основные задачи, решаемые космическими аппаратами (КА) ДЗЗ, – это картографирование, слежение за глобальными экологическими процессами, мониторинг чрезвычайных ситуаций, поиск полезных ископаемых и т.д.

Мониторинг земной поверхности с помощью радиолокационных КА различных частотных диапазонов позволяет обеспечивать высокое пространственное разрешение независимо от времени суток и погодных условий, оценку растительных покровов и биоресурсов, проникновение в подповерхностные слои (например, вода, снег, лёд, растительность), отслеживание движущихся объектов на поверхности Земли и совместную обработку группы изображений, полученных в одно время с разных КА [3].

На сегодняшний день главным направлением развития радиолокационных средств ДЗЗ [3] является проектирование радиолокационной аппаратуры с использованием активных фазированных антенных решёток (АФАР), так как они позволяют обеспечить достаточно высокую надёжность передающего и принимаемого сигналов, обладают большим энергетическим потенциалом, а также имеют разнообразные режимы работы. Переход на более эффективные технологии создания интегральных полупроводниковых элементов позволяет использовать радары с синтезированной апертурой (РСА) на малых космических аппаратах (МКА) массой менее полутора тонн. Системы радиолокационного наблюдения трансформируются в бистатические комплексы благодаря созданию группировок МКА. Каждое новое поколение РСА отличается улучшенным показателем радиометрической чувствительности, следовательно возрастают требования к тактико-техническим характеристикам МКА с РСА и к качеству радиолокационных данных.

В настоящей работе предложена программа, реализующая методику определения параметров траекторного сигнала при движении КА по круговой орбите [2], который позволяет определять проектные характеристики МКА ДЗЗ с РСА на начальных этапах проектирования.

Основные принципы зондирования радаром с синтезированной апертурой

Радар с синтезированной апертурой – это радиолокационная система, в которой движение КА используется для электронного моделирования большой апертуры [4]. Подход в создании синтезированной апертуры заключается в следующем: данные, получаемые с радиолокатора, сохраняются параллельно с данными о местоположении КА в течение определённого временного интервала, затем фиксируется расстояние, на которое смещается КА в течение заданного интервала времени, после этого полученные данные обрабатываются параллельно. При обработке учитываются доплеровские сдвиги частоты, они будут различными для разных положений радиолокатора и точки съёма во время зондирования. Благодаря синтезированной апертуре достигается более высокое пространственное разрешение.

Радиолокационная аппаратура ДЗЗ делится на два вида: с планарной антенной решёткой [5] (рис. 1, а) и параболической антенной решёткой [6], которая, в свою очередь, может быть эллиптической параболической, круглой параболической и в виде параболического цилиндра, как показано на рис. 1, б.

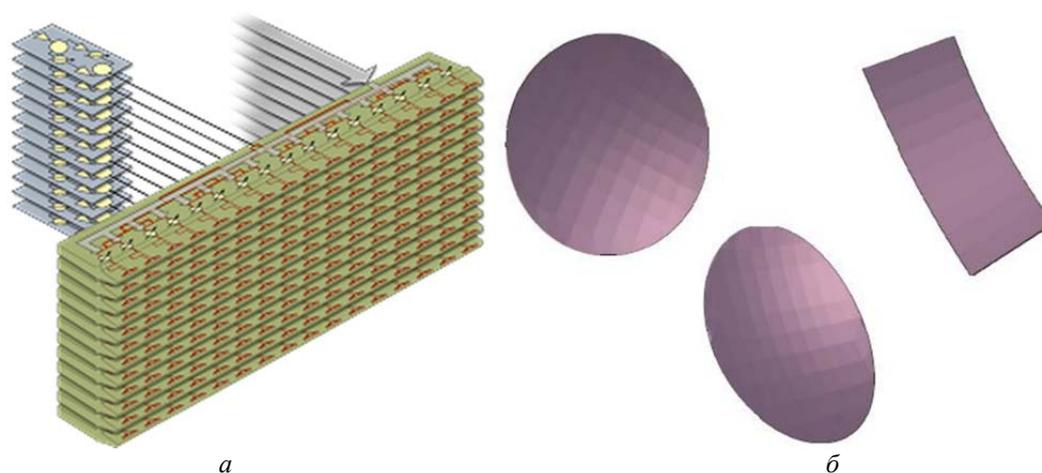


Рис. 1. Форма поверхности радиолокационной антенны:
планарная антенная решётка (а) и параболическая антенная решётка (б)

В состав радиолокационной съёмочной аппаратуры входят следующие базовые элементы [7]:

- передающее устройство;
- приёмное устройство;
- антенное устройство;
- оконечное устройство;
- синхронизатор.

Структурная схема радиолокационной съёмочной аппаратуры показана на рис. 2.

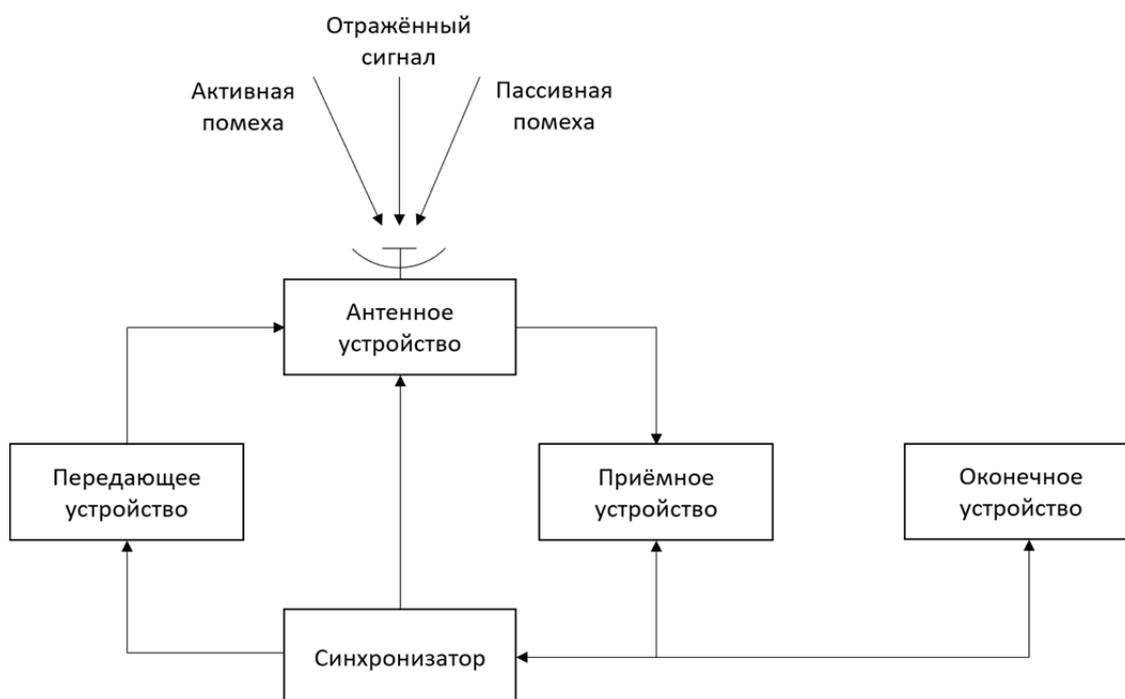


Рис. 2. Структурная схема радиолокационной съёмочной аппаратуры

Длина волны датчика РСА тесно связана с проникающей способностью передаваемого микроволнового сигнала, так что сигналы с большей длиной волны (например, сигналы L- и P-диапазонов) проникают глубже в растительные покровы и почву. Таким образом, области применения, поддерживаемые датчиком РСА, зависят от используемого диапазона частот РСА.

В табл. 1 приведены основные области применения РСА в зависимости от частотного диапазона. Из таблицы видно, что датчики в X-диапазоне преимущественно используются для мониторинга городов и инфраструктуры. Благодаря более высокой разрешающей способности радаров X-диапазона датчики на этой частоте находят широкое применение для наблюдения и слежения, а также часто используются для мониторинга льдов. Данные, получаемые с помощью С-диапазона, можно рассматривать как хороший компромисс между X-диапазоном и более длинноволновым L-диапазоном. Датчики С-диапазона чаще применяются в глобальных масштабах, например, для картографирования. S-диапазон чаще всего применяется в радиолокации для мониторинга чрезвычайных ситуаций, мониторинга сельскохозяйственных культур и мониторинга состояния лесов в умеренных и тропических широтах. РСА L-диапазона полезны для картографирования и хорошо подходят для определения структуры растительного покрова, особенно в густых лесах. В настоящее время также разрабатываются датчики Р-диапазона, но применение КА на этой частоте пока что затруднено из-за ионосферных искажений [8]. Частотные диапазоны работ КА с РСА подробно рассмотрены в табл. 1 [8].

Таблица 1. Частотные диапазоны работ космических аппаратов с радаром с синтезированной апертурой

Диапазон	Частота, ГГц	Длина волны, см	Применение
Ка	27...40	1,1...0,8	Используется для наблюдения за аэропортами (редко используется на КА с РСА)
К	18...27	1,7...1,1	Наблюдение за абсорбцией H ₂ O (редко используется на КА с РСА)
Ку	12...18	2,4...1,7	Спутниковая альтиметрия (редко используется на КА с РСА)
X	8...12	3,8...2,4	Мониторинг льда и снега, мониторинг городов, незначительное проникновение в подповерхностные растительные покровы (часто используется на КА с РСА)
С	4...8	7,5...3,8	Мониторинг районов с низкой и умеренной растительностью, мониторинг океанических льдов, морская навигация, глобальное картографирование, обнаружение изменений в состоянии окружающей среды, умеренное проникновение в подповерхностные слои (часто используется на КА с РСА)
S	2...4	15...7,5	Мониторинг районов с умеренной и густой растительностью, мониторинг сельского хозяйства, мониторинг чрезвычайных ситуаций
L	1...2	30...15	Картографирование биомассы, геофизический мониторинг, поиск полезных ископаемых, высокая степень проникновения в подповерхностные слои (РСА среднего разрешения, часто используется на КА)
P	0,3...1	100...30	Мониторинг растительных покровов, картографирование, изучение биомассы (экспериментальный РСА)

Расчёт параметров траекторного сигнала при движении космического аппарата по круговой орбите

Для определения основных проектных характеристик космического РСА можно воспользоваться стандартными формулами для случая прямолинейного равномерного движения. Реализовать это для круговой орбиты можно, если учитывать, что сектор зоны, снимаемой радиолокационной аппаратурой, не будет превышать четверти окружности.

На рис. 3 представлена схема для определения основных параметров КА с РСА при движении по круговой орбите [2], где $OXYZ$ – система координат, адаптированная к геометрии радиолокационного обзора, O – центр системы координат, OO_2S_1 и OO_2S_2 – крайние положения плоскости вращения вокруг оси OY , α_s – максимальный угол поворота плоскости, при котором цель T_1 ещё облучается антенной РСА, θ_{scan} – сектор сканирования антенны в градусах, D_{xant} и D_{yant} и – горизонтальный и вертикальный размер антенны в метрах, соответственно.

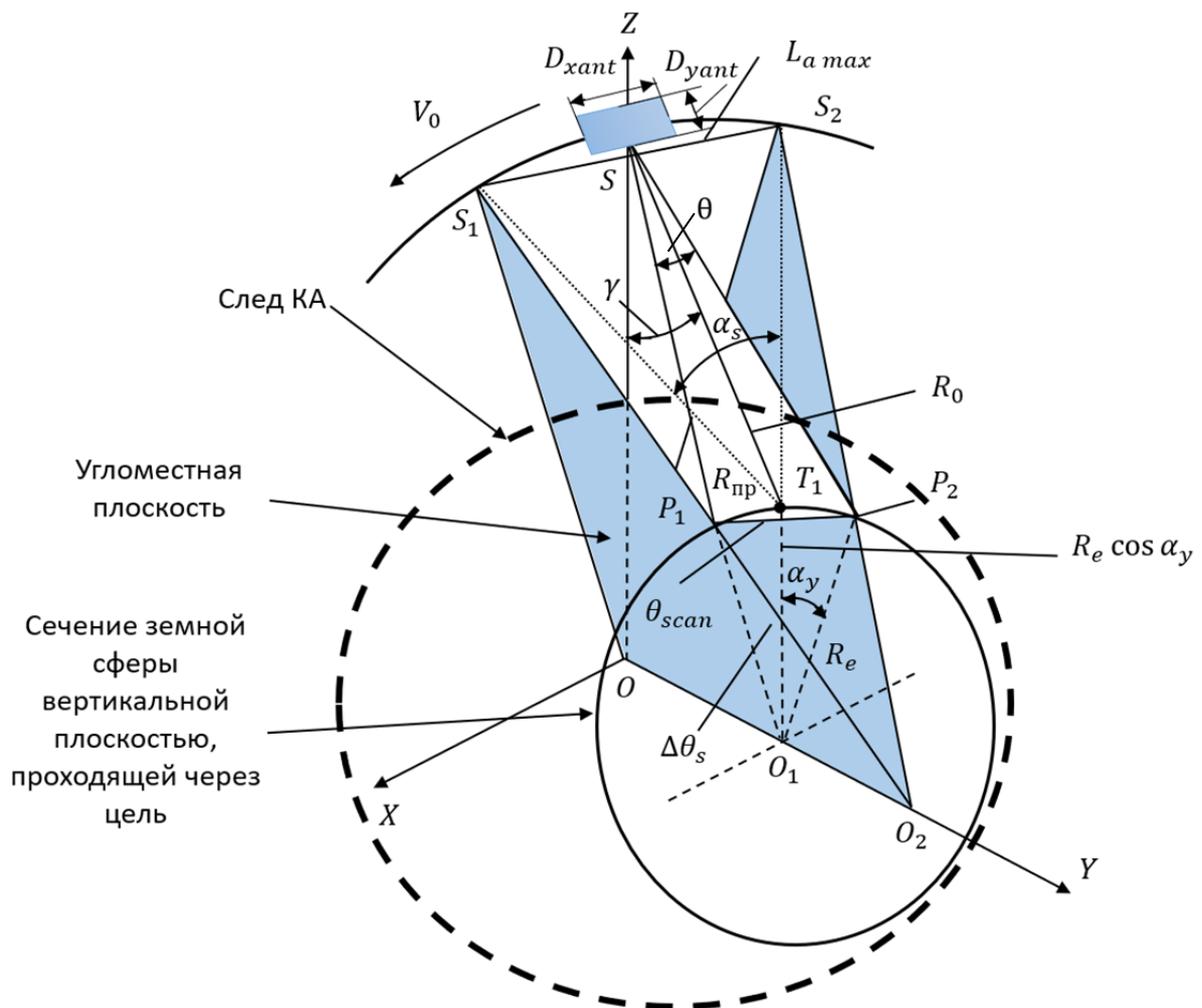


Рис. 3. Схема для определения основных параметров космического аппарата с радаром с синтезированной апертурой при движении по круговой орбите

При расчёте разрешающей способности РСА и длины апертуры синтеза допустима погрешность до 5%, что позволяет пренебречь высотой дуги P_1P_2 и принять высоты треугольников равными

$$\begin{aligned} h_{P_1P_2S} &\approx R_0, \\ h_{P_1P_2O_1} &\approx R_e \cos \alpha_y, \end{aligned}$$

где R_0 – наклонная дальность наблюдения, м; R_e – радиус рабочей орбиты, м; α_y – центральный угол цели на поверхности Земли, град.

Из рис. 3 определим угловое положение КА на краю области облучения цели T_1 :

$$\Delta\theta_s \approx \operatorname{arctg} \frac{R_0 \lambda}{R_e \cos \alpha_y D_{xant}},$$

где λ – длина волны РСА, м.

Чтобы значения, рассчитанные для модели прямолинейного равномерного движения, не были больше, чем значения криволинейного орбитального движения, необходимо ввести масштабный коэффициент учёта кривизны орбиты M_{le} [2], который будет определяться по формуле:

$$M_{le} = \frac{R_e}{R_3 \cos \alpha_y} = \frac{R_3 + H_{КА}}{R_3 \cos \alpha_y},$$

где $R_3 = 6,371 \cdot 10^6$ – радиус Земли, м; $H_{КА}$ – высота орбиты МКА, м.

Орбитальная скорость КА для круговой орбиты определяется по формуле:

$$V_0 = \sqrt{\frac{\mu}{R_3 + H_{КА}}},$$

где $\mu = 3,968 \cdot 10^{14}$ – гравитационная постоянная Земли, $\text{м}^3 \text{с}^{-1}$.

Наклонная дальность наблюдения рассчитывается по формуле:

$$R_0 = \sqrt{H_{КА}^2 + R_{пр}^2},$$

где $R_{пр}$ – проекционная дальность полосы захвата, м.

Определим ширину диаграммы направленности антенны по азимуту:

$$\alpha_{xant} = \frac{\lambda}{D_{xant}}.$$

Формула для определения зоны облучения по азимуту имеет вид:

$$X_{ant} = \frac{R_0 \lambda M_{le}}{D_{xant}}.$$

Ширина спектра принимаемого сигнала рассчитывается по формуле:

$$\Delta F_{Dop} = \frac{2V_0}{D_{xant}}.$$

Длина синтезированной апертуры определяется как:

$$L_a = \frac{M_{le} R_0 \lambda}{D_{xant}}.$$

Формула для определения времени синтеза имеет вид:

$$T_{synt} = \frac{M_{le} R_0 \lambda}{D_{xant} V_0}.$$

Разрешение по азимуту определяется как:

$$\rho_x = \frac{D_{xant}}{2M_{le}}.$$

Угол падения луча антенны на поверхности Земли находится из соотношения

$$\gamma = \arccos \left[\left(1 + \frac{H_{КА}}{R_3} \right) \sin \theta \right],$$

где θ – угол визирования, град.

Рассчитаем коэффициент усиления антенны:

$$G = \frac{k_x \pi D_{xant} D_{yant}}{\lambda^2},$$

где k_x – коэффициент использования поверхности антенны.

Ширина полосы захвата будет определяться как:

$$L_z = H_{КА} \left(\operatorname{tg} \left(\theta + \frac{\theta_a}{2} \right) - \operatorname{tg} \left(\theta - \frac{\theta_a}{2} \right) \right),$$

где θ_a – ширина луча в угломестной плоскости, град.

Размер кадра по дальности рассчитывается по формуле:

$$L_{кадра} = 2 \frac{H_{КА}}{\cos \theta} \operatorname{tg} \left(\frac{\lambda}{2D_{xant}} \right).$$

Рассчитаем площадь активной фазированной антенной решётки по формуле [9]:

$$A_{\min} = \frac{4\lambda R_0 V_0 \operatorname{tg}(\theta)}{c},$$

где $c = 3 \cdot 10^8$ м/с – скорость света.

При выводе приведённых выше формул было сделано допущение, что размер зоны облучения по азимуту рассчитывался относительно касательной к траектории полёта. Однако при значениях угловой зоны синтеза менее $4,1^\circ$ этими погрешностями можно пренебречь [3], так как КА, находящийся на низкой околоземной орбите с выбранной шириной полосы захвата, обозревает небольшой участок земной поверхности. Несмотря на то, что формулы носят приближенный характер, они подходят для практических расчётов РСА, расположенных на КА.

Программная реализация определения параметров РСА для маршрутного и детального режимов съёмки

Реализация модели движения КА по низкой околоземной орбите была выполнена в среде программирования Python. В табл. 2 приведены исходные данные, которые использовались для определения основных проектных параметров РСА для маршрутного и детального режимов съёмки, взятые из источников [3; 10].

Таблица 2. Исходные данные для примера расчёта КА с РСА

Название параметра	Обозначение	Значение
Средний эквивалентный радиус Земли, м	R_3	$6,371 \cdot 10^6$
Гравитационный параметр Земли, $\text{м}^3/\text{с}^2$	μ	$3,968 \cdot 10^{14}$
Скорость света, м/с	c	$3 \cdot 10^8$
Длина волны РСА, м	λ	0,032
Средняя высота орбиты, м	$H_{\text{КА}}$	$5 \cdot 10^5$
Проекционная дальность полосы захвата, м	$R_{\text{пр}}$	$5 \cdot 10^5$
Угол визирования, град	θ	45
Центральный угол точки съёмки, град	α_y	10
Сектор сканирования антенны, град	θ_{scan}	15
Горизонтальный размер антенны, м	D_{xant}	1,0
Вертикальный размер антенны, м	D_{yant}	0,4

Разработанный графический интерфейс изображён на рис. 4. В левой части панели интерфейса располагается блок для ввода исходных данных. В центральной части – блок выходных данных для маршрутного и детального режимов съёмки. В правой части представлена графическая часть. Предусмотрена возможность вывода результатов расчёта в виде .csv файла.

Графический интерфейс разработанной программы позволяет варьировать исходные данные для определения параметров целевой аппаратуры и в реальном времени получать и анализировать результаты вычислений для маршрутного и детального режимов съёмки.

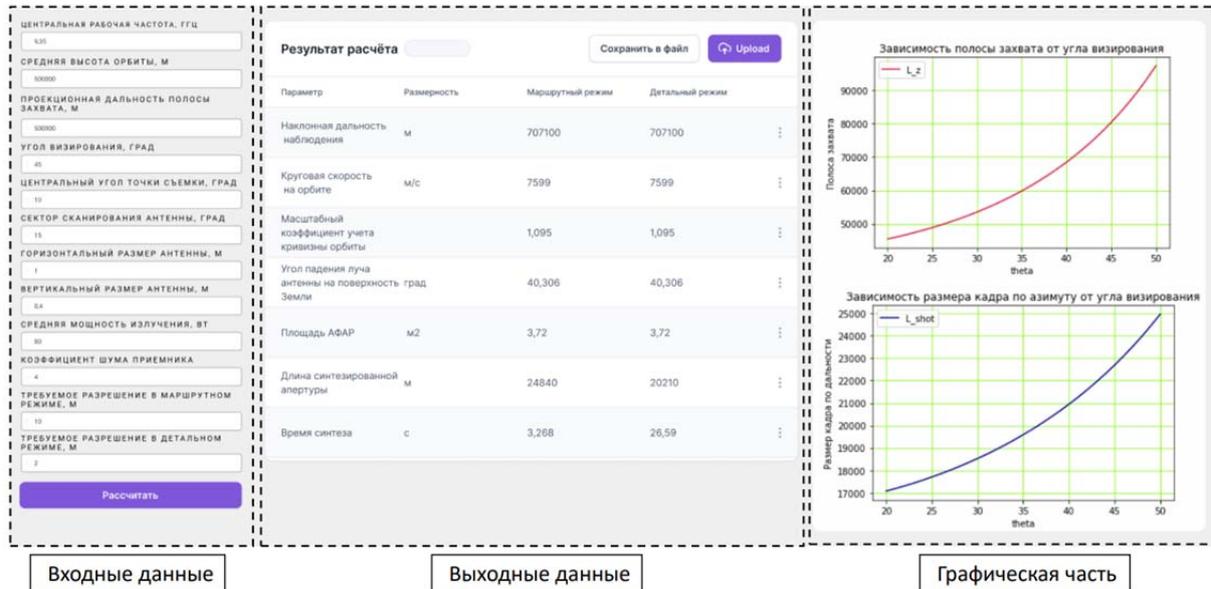


Рис. 4. Основное окно ввода исходных данных, выходных данных и графических результатов

Полоса захвата в маршрутном режиме рассчитывается как размер «пятна» на Земле (рис. 5, а), где θ – угол визирования; θ_a – ширина луча в угломестной плоскости; L_z – полоса захвата при маршрутном режиме съёмки. График зависимости полосы захвата от угла визирования показан на рис. 5, б.

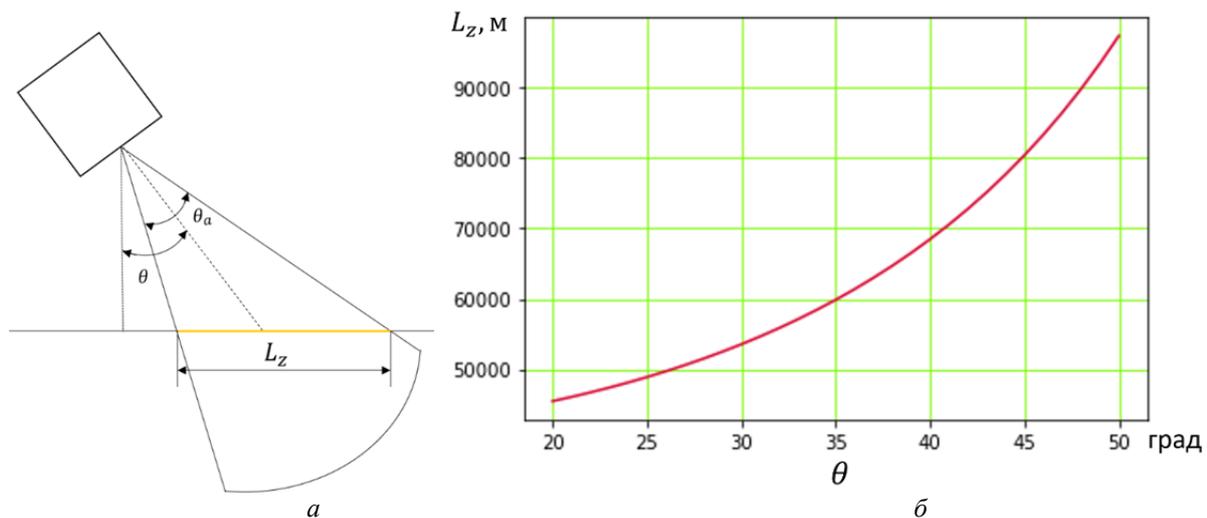


Рис. 5. Полоса захвата в маршрутном режиме съёмки (а) и график зависимости полосы захвата от угла визирования (б)

Для дальности 86,4 км угол визирования равен 47° , а для дальности 46,1 км составляет 21° . Таким образом, ширина полосы захвата будет зависеть от дальности и будет изменяться в диапазоне от 46 км до 87 км.

Для детального режима съёмки размер кадра по дальности определяется с помощью наклонной дальности R_0 и ширины диаграммы направленности антенны по даль-

ности $\alpha_{y_{ant}}$. На рис. 6, а изображена схема для определения размера кадра по дальности в детальном режиме съёмки, где $L_{\text{кадра}}$ – размер кадра по дальности. График зависимости размера кадра по азимуту от угла визирования изображён на рис. 6, б.

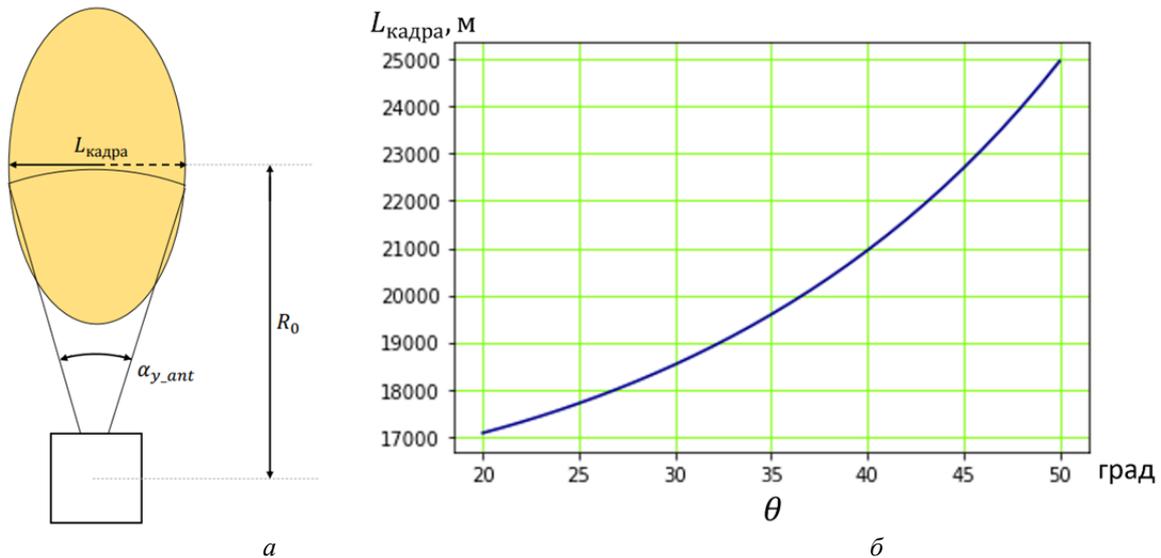


Рис. 6. Размер кадра по дальности в детальном режиме (а) и зависимость размера кадра по азимуту от угла визирования (б)

Для минимальной дальности 17,2 км при угле визирования 21° и максимальной дальности 23,5 км при угле визирования 47° размер кадра по пути для детального режима съёмки будет изменяться в диапазоне от 17 км до 24 км.

В табл. 3 приведены рассчитанные параметры для радиолокационной съёмочной аппаратуры для маршрутного и детального режимов съёмки.

Таблица 3. Рассчитанные значения для маршрутного и детального режимов съёмки

Название параметра	Обозначения	Маршрутный режим	Детальный режим
Наклонная дальность наблюдения, м	R_0	$7,071 \cdot 10^5$	
Круговая скорость на орбите, м/с	V_0	$7,599 \cdot 10^3$	
Масштабный коэффициент учёта кривизны орбиты	M_{le}	1,095	
Угол падения луча антенны на поверхность Земли, град	γ	40,306	
Площадь АФАР, м ²	A	3,72	
Длина синтезированной апертуры, м	L_a	$2,484 \cdot 10^4$	$2,021 \cdot 10^4$
Время синтеза, с	T_{synt}	3,268	26,59
Зона облучения на Земле, м	X_{ant}	$2,484 \cdot 10^4$	
Ширина спектра принимаемого сигнала, Гц	ΔF_{Dop}	$1,52 \cdot 10^4$	
Азимутальное разрешение, м	ρ_x	0,457	0,056
Коэффициент усиления антенны	G	$4,883 \cdot 10^3$	

В табл. 4 приведены реальные характеристики для маршрутного режима съёмки космического комплекса с РСА «Обзор-Р» [11] и значения, рассчитанные с помощью разработанной программы.

Таблица 4. Действительные и рассчитанные по предлагаемой программе значения параметров для маршрутного режима съёмки КА «Обзор-Р»

Название параметра	Обозначения	Реальные значения	Значения, полученные для маршрутного режима
Наклонная дальность наблюдения, м	R_0	–	$9,579 \cdot 10^5$
Круговая скорость на орбите, м/с	V_0	$7,525 \cdot 10^3$	$7,515 \cdot 10^3$
Масштабный коэффициент учёта кривизны орбиты	M_{le}	–	1,142
Угол падения луча антенны на поверхность Земли, град	γ	от 15 до 55	38,767
Площадь АФАР, м ²	A	6,4	6,31
Длина синтезированной апертуры, км	L_a	до 4000	21,36
Время синтеза, с	T_{syn}	–	2,842
Зона облучения на Земле, км	X_{ant}	до 4000	21,36
Ширина спектра принимаемого сигнала, МГц	ΔF_{Dop}	от 2 до 600	9,394
Азимутальное разрешение, м	ρ_x	2	1,752
Коэффициент усиления антенны	G	$8,369 \cdot 10^4$	$8,235 \cdot 10^4$

Исходя из рассчитанных значений для космического комплекса «Обзор-Р», можно сделать вывод, что расхождение полученных значений с реальными составляет в среднем 1...2%. Таким образом, площадь АФАР оказалась на 1,4% меньше реальной, а коэффициент усиления антенны меньше на 1,6%. Полученный результат носит приближенный характер, однако обладает достаточной точностью для предварительной оценки характеристик целевой аппаратуры КА ДЗЗ с РСА.

Заключение

На языке программирования Python разработана программа, использующая методику приближённого определения параметров траекторного сигнала при движении космического аппарата по круговой орбите с учётом допущений, связанных с оценкой размера зоны облучения по азимуту, для расчёта основных проектных параметров радиолокационной съёмочной аппаратуры. Программа позволяет оценить на основе массогабаритных характеристик антенны и параметров орбиты космического аппарата такие параметры целевой аппаратуры, как длина синтезированной апертуры, время синтеза и азимутальное разрешение для маршрутного и детального режимов съёмки. Программа позволяет экспортировать вычисленные значения в формате .csv. Результаты, полученные с использованием разработанной программы, могут быть использованы при определении проектных параметров космического аппарата с радиолокационной съёмочной аппаратурой на начальных этапах проектирования.

Описанные в настоящей статье научно-исследовательские результаты получены в рамках выполнения Госзадания FSSS-2023-007.

Библиографический список

1. Misbah A.M., Farrukh R., Furqan A., Usman T.M. Analysis and design of a synthetic aperture radar system. <https://orbilu.uni.lu/bitstream/10993/19544/1/sar.pdf>
2. Вербя В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. М.: Радиотехника, 2010. 675 с.
3. Груздов В.В., Колковский Ю.В., Криштопов А.В., Кудря А.И. Новые технологии дистанционного зондирования Земли из космоса. М.: Техносфера, 2019. 482 с.
4. Moreira A., Prats-Iraola P., Younis M., Krieger G., Hajnsek I., Papathanassiou K.P. A tutorial on synthetic aperture radar // IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine. 2013. V. 1, Iss. 1. P. 6-43. DOI: 10.1109/MGRS.2013.2248301
5. Krieger G., Gebert N., Younis M., Bordoni F., Patyuchenko A., Moreira A. Advanced concepts for ultra-wide-swath SAR imaging // Proceedings of the 7th European Conference on Synthetic Aperture Radar, EUSAR (June, 02-05, 2008, Friedrichshafen, Germany). 2008.
6. Younis M., Huber S., Patyuchenko A., Bordoni F., Krieger G. Performance comparison of reflector- and planar-antenna based digital beam-forming SAR // International Journal of Antennas and Propagation. 2009. DOI: 10.1155/2009/614931
7. Состав и структурная схема РЛС. https://studopedia.ru/14_128829_sostav-i-strukturnaya-shema-rls.html
8. Meyer A. Spaceborne synthetic aperture radar: Principles, data access, and basic processing techniques // The SAR Handbook: Comprehensive Methodologies for Forest Monitoring and Biomass Estimation. 2109. P. 21-43. DOI: 10.25966/ez4f-mg98
9. Douidar I., Safy M., Saleh A. Frequency analysis of SAR system design for small satellite // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2021. V. 1172. DOI: 10.1088/1757-899X/1172/1/012013
10. Радиотехнические системы / под ред. Ю.М. Казаринова. М.: Академия, 2008. 590 с.
11. Руководство пользователя данными дистанционного зондирования Земли, получаемыми от космического комплекса «Обзор-Р» // <https://www.roskosmos.ru/media/files/2023/July/rukovodstvo.pol.zovatela.dzz.ot.kk.obzor-r.dla.saita.pdf>

ESTIMATING THE DESIGN PARAMETERS OF A SPACE-BASED RADIO SURVEILLANCE SYSTEM

© 2024

- M. A. Ivanushkin** Assistant Lecturer, Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ivanushkin.ma@ssau.ru
- O. D. Zhaldybina** Engineer, Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
olya-zhaldybina@mail.ru
- S. L. Safronov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor,
Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
safonov@ssau.ru
- M. D. Korovin** Assistant Lecturer, Department of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
korovin.md@ssau.ru

Currently, small spacecraft with both optoelectronic and radar imaging equipment are becoming increasingly common. The purpose of the work is to improve the efficiency of preliminary assessment of achievable characteristics of radio surveillance payloads at the initial stages of design of small

spacecraft. The paper describes the advantages of using radar imaging equipment, as well as the main trends in its development. The main areas of application of spacecraft with radar of different frequency ranges are given; the advantages of each frequency range are described. The methodology of determining the parameters of the trajectory signal when the platform moves in a circular orbit, taking into account the assumptions associated with estimating the size of the irradiation zone in azimuth is considered. Based on the considered methodology, a program is developed in Python programming language that makes it possible to estimate the length of synthesized aperture, synthesis time and azimuthal resolution of the target equipment on the basis of mass and dimensional characteristics of the antenna and spacecraft orbit parameters. A graphical user interface has been developed for the program which allows the user to interactively vary the initial data for calculation and evaluate the graphical representation of the result. The developed software system can be used for calculation of the main design parameters of small spacecraft with radar imaging equipment at the preliminary design stage.

Small spacecraft; remote sensing of the Earth; synthetic aperture radar; route shooting mode; detailed shooting mode; resolving power

Citation: Ivanushkin M.A., Zhaldybina O.D., Safronov S.L., Korovin M.D. Estimating the design parameters of a space-based radio surveillance system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 18-30. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-18-30

References

1. Misbah A.M., Farrukh R., Furqan A., Usman T.M. Analysis and design of a synthetic aperture radar system. Available at: <https://orbilu.uni.lu/bitstream/10993/19544/1/sar.pdf>
2. Verba V.S., Neronskiy L.B., Osipov I.G., Turuk V.E. *Radiolokatsionnye sistemy zemleobzora kosmicheskogo bazirovaniya* [Space-based ground surveillance radar systems]. Moscow: Radiotekhnika Publ., 2010. 675 p.
3. Gruzdov V.V., Kolkovskiy Yu.V., Krishtopov A.V., Kudrya A.I. *Novye tekhnologii distantsionnogo zondirovaniya Zemli iz kosmosa* [New technologies for remote sensing of the Earth from space]. Moscow: Tekhnosfera Publ., 2019. 482 p.
4. Moreira A., Prats-Iraola P., Younis M., Krieger G., Hajnsek I., Papathanassiou K.P. A tutorial on synthetic aperture radar. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine*. 2013. V. 1, Iss. 1. P. 6-43. DOI: 10.1109/MGRS.2013.2248301
5. Krieger G., Gebert N., Younis M., Bordoni F., Patyuchenko A., Moreira A. Advanced concepts for ultra-wide-swath SAR imaging. *Proceedings of the 7th European Conference on Synthetic Aperture Radar, EUSAR (June, 02-05, 2008, Friedrichshafen, Germany)*. 2008.
6. Younis M., Huber S., Patyuchenko A., Bordoni F., Krieger G. Performance comparison of reflector- and planar-antenna based digital beam-forming SAR. *International Journal of Antennas and Propagation*. 2009. DOI: 10.1155/2009/614931
7. *Sostav i strukturnaya skhema RLS* [Composition and structural diagram of the radar system]. Available at: https://studopedia.ru/14_128829_sostav-i-strukturnaya-shema-rls.html
8. Meyer A. Spaceborne synthetic aperture radar: Principles, data access, and basic processing techniques. *The SAR Handbook: Comprehensive Methodologies for Forest Monitoring and Biomass Estimation*. 2109. P. 21-43. DOI: 10.25966/ez4f-mg98
9. Doudar I., Safy M., Saleh A. Frequency analysis of SAR system design for small satellite. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2021. V. 1172. DOI: 10.1088/1757-899X/1172/1/012013
10. *Radiotekhnicheskie sistemy* [Radio systems / ed. by Yu.M. Kazarinov]. Moscow: Akademiya Publ., 2008. 590 p.
11. *Rukovodstvo pol'zovatelya dannymi distantsionnogo zondirovaniya Zemli, poluchaemyi ot kosmicheskogo kompleksa «Obzor-R»* [User Manual for Earth remote sensing data received from the «Obzor-R» space complex]. Available at: <https://www.roscosmos.ru/media/files/2023/July/rukovodstvo.pol.zovatela.dzz.ot.kk.obzor-r.dla.saita.pdf>

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ В СОСТАВЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЙ ДОВЫВЕДЕНИЕ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

© 2024

А. В. Колесов инженер;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
kolesov19930720@mail.ru

В. В. Салмин доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник института космического машиностроения;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
sputnik@ssau.ru

Исследуется задача выбора приближённо-оптимальных параметров электрореактивной двигательной установки в составе космического аппарата, обеспечивающей довыведение на геостационарную орбиту при использовании на начальном этапе выведения ракету-носитель типа «Союз-5». Получено выражение для главного критерия оптимальности – относительной массы полезной нагрузки. Разработан алгоритм решения задачи параметрической оптимизации электрореактивной двигательной установки в составе комбинированной транспортной системы. Решена задача выбора оптимального электрореактивного двигателя при выведении космического аппарата с электрореактивной двигательной установкой на геостационарную орбиту с помощью рассматриваемой ракеты-носителя. Проведён проектно-баллистический расчёт и сравнительный анализ полученных данных.

Комбинированная транспортная система; ракета-носитель; критерий оптимальности; электрореактивная двигательная установка; геостационарная орбита; проектные параметры; задача оптимизации

Цитирование: Колесов А.В., Салмин В.В. Выбор проектных параметров электрореактивной двигательной установки в составе космического аппарата, обеспечивающей довыведение на геостационарную орбиту // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 31-41. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-31-41

Введение

В настоящее время наблюдается тенденция роста конкуренции на мировом рынке пусковых услуг, что требует снижения издержек на разработку и запуск космических аппаратов (КА), а также повышения их энергетических характеристик без существенного увеличения базовой стоимости. Особенно остро для России стоит вопрос увеличения массы полезной нагрузки (ПН), выводимой на геостационарную орбиту (ГСО). Это обусловлено географическим расположением космодромов нашей страны и космодрома Байконур.

В АО «РКЦ «Прогресс» в настоящее время ведутся работы по проектированию ракеты-носителя (РН) среднего класса повышенной грузоподъемности «Союз-5» (на рис. 1 представлена РН «Союз-5» с ГО 5,2 м [1], далее – РН) с возможностью доставки полезного груза на ГСО массой до 2500 кг при использовании химического разгонного блока (ХРБ) «Фрегат-СБ» (рис. 2 [2]). Разрабатываемая РН предназначена для обеспечения запусков автоматических КА различного назначения (в том числе с использованием ХРБ при перелётах на геопереходную орбиту (ГПО) и ГСО на низкие околоземные орбиты (НОО), а также для набора статистики при летной отработке блока первой ступени РН как аналога ракетных блоков первой и второй ступеней РН сверхтяжелого класса. Изготовление первого летного образца для проведения летных испытаний (ЛИ)

предусмотрено на 2025 год [3]. Для запуска данной РН предполагается использовать модернизированный стартовый комплекс космодрома Байконур.

Основные характеристики РН типа «Союз-5» с головным обтекателем диаметром 4,11 м (в составе ракеты космического назначения (РКН)) приведены в табл. 1.

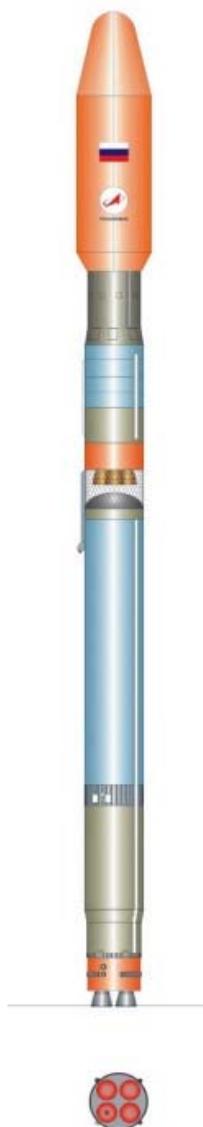


Рис. 1. РН «Союз-5» с ГО 5,2 м [1]

Таблица 1. Основные характеристики РН «Союз-5» в составе РКН «Союз-5/Фрегат-СБ» [4]

Параметр	Значение
Длина РКН (ГО Ø 4,11 м)	63,706
Максимальный диаметр блоков РН, м	4,1
Стартовая масса РКН, т	≈ 532
Двигатели: - I ступень - II ступень	РД171МВ РД0124МС
Масса ПН (т), - НОО ($i = 51,7^\circ$; $H_{кр} = 200$ км) (с ГО Ø 4,11 м); - ГСО с использованием РБ (с ГО Ø 5,2 м)	17,1 2,5

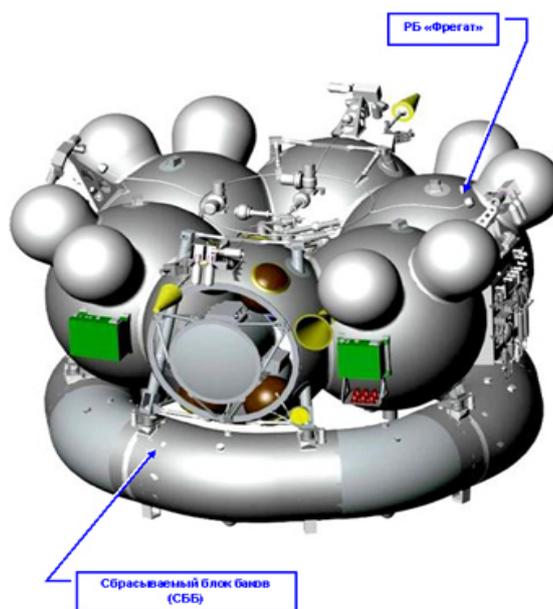


Рис. 2. Внешний облик ХРБ «Фрегат-СБ» [2]

Для увеличения конкурентоспособности и снижению удельной стоимости массы, выводимой на ГСО, возникает необходимость рассмотреть возможные варианты по улучшению энергетических характеристик данной РН.

Одним из вариантов улучшения энергетических характеристик РН является применение комбинированной схемы выведения, подразумевающей использование ХРБ и электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) в составе КА. ЭРДУ может содержать либо один электрореактивный двигатель (ЭРД), либо два и более. Анализ последних космических миссий с применением ЭРДУ показывает их неоспоримое преимущество, но в то же время очевидно и значительное увеличение времени выведения при использовании данного решения. Более продолжительное время выведения связано с малой тягой бортовых электрореактивных двигателей по сравнению с жидкостной двигательной установкой. Вследствие этого продолжительность миссии возрастает. Одна-

ко увеличение массы, выводимой на ГСО, в некоторых миссиях может перевешивать отрицательный эффект от увеличения времени выведения КА. Расчёты показывают, что при использовании ЭРДУ дополнительная масса КА на ГСО может составлять сотни килограмм при сроках выведения до 160...180 суток [5 – 7].

В настоящей статье рассматривается задача выбора оптимальных проектных характеристик ЭРДУ в составе КА, а также решена задача выбора оптимальной ЭРДУ при выведении КА с ЭРДУ на ГСО с помощью РН типа «Союз-5».

Постановка задачи

1. Выражение для главного критерия оптимальности – относительной массы полезной нагрузки

В рассматриваемой работе объектом исследования является комбинированная транспортная система (ХРБ + КА с ЭРДУ) для довыведения до целевой орбиты.

Представим проектную массу комбинированной транспортной системы как сумму её отдельных частей [6 – 8]:

$$M_0 = M_K^{ХРБ} + M_{T_\Sigma}^{ХРБ} + M_\Delta^{ЭРДУ} + M_D^{ЭРДУ} + M_{СПХ}^{ЭРДУ} + M_T^{ЭРДУ} + M_K^{ЭРДУ} + M_{ПН}, \quad (1)$$

где M_0 – начальная масса КА; $M_K^{ХРБ}$ – масса конструкции ХРБ (сухая масса); $M_{T_\Sigma}^{ХРБ}$ – масса топлива ХРБ; $M_\Delta^{ЭРДУ}$ – масса источника и преобразователя энергии ЭРДУ; $M_D^{ЭРДУ}$ – масса двигательной установки ЭРДУ; $M_{СПХ}^{ЭРДУ}$ – масса системы подачи и хранения рабочего тела ЭРДУ; $M_T^{ЭРДУ}$ – масса рабочего тела ЭРДУ; $M_K^{ЭРДУ}$ – масса корпуса ЭРДУ, прочих элементов и систем ЭРДУ; $M_{ПН}$ – масса полезной нагрузки.

Масса конструкции ХРБ считается постоянной и равной сухой массе разгонного блока. Масса топлива ХРБ $M_{T_\Sigma}^{ХРБ}$ складывается из массы топлива $M_T^{ХРБ}$, предназначенного для выполнения маневра перехода на промежуточную орбиту, и массы топлива для увода отработавшего разгонного блока на орбиту с низким перигеем $M_{Тувода}^{ХРБ}$:

$$M_{T_\Sigma}^{ХРБ} = M_T^{ХРБ} + M_{Тувода}^{ХРБ}.$$

Массы отдельных компонент КА с ЭРДУ зависят от проектных параметров. Обычно применяются следующие зависимости [6 – 8]:

$$\begin{aligned} M_\Delta^{ЭРДУ} &= \alpha_{ЭУ} N, \\ M_D^{ЭРДУ} &= \gamma_{ДУ} P + \gamma_{ДУупр} P_{УПР}, \\ M_{СПХ}^{ЭРДУ} &= \gamma_{СПХ} M_T^{ЭРДУ}, \\ M_T^{ЭРДУ} &= \frac{P}{c} T_M \\ M_K^{ЭРДУ} &= \gamma'_K P + \gamma''_K N, \end{aligned}$$

где P – тяга маршевых двигателей; $P_{УПР}$ – тяга управляющих двигателей; N – мощность энергоустановки; T_M – моторное время (полное время работы ЭРДУ); c – скорость истечения рабочего тела; $\alpha_{ЭУ}$, $\gamma_{ДУ}$, $\gamma_{ДУупр}$, $\gamma_{СПХ}$, γ'_K , γ''_K – соответствующие удельные массовые характеристики.

Мощность энергоустановки зависит от тяги двигателей и скорости истечения рабочего тела:

$$N = \frac{Pc}{2} \frac{1 + \chi}{\eta_T \eta_{ПЭ}},$$

где $\chi = \frac{P_{упр}}{P}$ – характеризует относительный расход массы управляющих двигателей;

η_T – тяговый коэффициент полезного действия; $\eta_{ПЭ}$ – КПД преобразователя энергии.

Если из уравнения баланса масс на начальной орбите (1) выразить массу полезной нагрузки $M_{ПН}$ и поделить её на начальную массу аппарата M_0 , получим следующее выражение для главного критерия оптимальности – относительной массы полезной нагрузки:

$$\mu = 1 - \frac{M_K^{XPБ}}{M_0} - \frac{M_T^{XPБ}}{M_0} - \frac{M_{Тывода}^{XPБ}}{M_0} - \frac{\alpha_{ЭВ} P c (1 + \chi)}{2 M_0 \eta_T \eta_{ПЭ}} - \frac{\gamma_{ДВ} P + \gamma_{ДВупр} P_{УПР}}{M_0} - \frac{P T_M (1 + \gamma_{СПХ})}{M_0 c} - \gamma'_K \frac{P}{M_0} - \frac{\gamma_K'' P c (1 + \chi)}{2 M_0 \eta_T \eta_{ПЭ}}. \quad (2)$$

Моторное время перелёта с двигателем малой тяги при заданных граничных условиях зависит от величины тяги ЭРДУ (или начального реактивного ускорения) и от скорости истечения и с учётом (2) рассчитывается по формуле:

$$T_M = \frac{c}{a_0} \left[1 - \exp\left(-\frac{V_{xk}}{c}\right) \right], \quad (3)$$

где V_{xk} – конечная характеристическая скорость перелёта; a_0 – начальное ускорение.

При расчёте суммарной продолжительности перелёта необходимо учитывать также время, затрачиваемое на перелёт по переходному полуэллипсу (на практике оно существенно меньше, чем T_M).

Оптимальная скорость истечения рабочего тела c_{opt} для ЭРД в первом приближении определяется как [6]:

$$c_{opt} \approx \sqrt{\frac{2 T_M \eta_{ПЭ}}{\alpha_{ЭВ}}}.$$

2. Оптимизация проектных параметров электрореактивной двигательной установки в составе КА

Для любого значения продолжительности перелёта T можно получить решение задачи параметрической оптимизации ЭРДУ в составе КТС в соответствии со следующим алгоритмом:

1. На основе расчёта проектно-баллистических характеристик участка перелёта с ЭРДУ (полного моторного времени T_M , начального ускорения a_0 , конечной характеристической скорости V_{xk}) определяется в первом приближении оптимальная скорость истечения рабочего тела:

$$c_{opt} \approx \sqrt{\frac{2 T_M \eta_{ПЭ}}{\alpha_{ЭВ}}}.$$

2. С помощью метода покоординатного спуска подбирается ЭРД (характеристики большинства ЭРД отечественного производства представлены в открытом доступе), удовлетворяющий условию $c \geq c_{opt}$ [9].

3. Определяется необходимое количество n работающих двигателей данной марки: $n = E \left(\frac{a_0 m_{ПП}}{P_i} \right) + 1$, где $m_{ПП}$ – масса аппарата на промежуточной орбите; P_i – тяга одного ЭРД, E – оператор целого числа.

Общее количество двигателей определяется с учётом коэффициента резервирования: $n_{общ} = k_{рез} n$. В расчётах коэффициент резервирования $k_{рез}$ принимался равным 1,5.

4. Проводится приближённая оценка моторного времени T_M^* в случае использования данной ЭРДУ: $T_M^* = \frac{c}{a_0} \left[1 - \exp \left(-\frac{V_{xk}}{c} \right) \right]$.

5. Производится оценка моторного времени, полученного в п. 4 и расчётного времени T_M : $T_M \leq T_M^*$. Если условие выполняется, то принимается решение об использовании ЭРД данной марки и в соответствии с его характеристиками производится расчёт потребной мощности, площади солнечных батарей и других параметров КА с ЭРДУ. Если же условие не выполняется, то осуществляется переход к п. 2 и выбирается другой ЭРД.

При использовании предлагаемого алгоритма необходимо учитывать, что количество используемых ЭРД ограничено также мощностью, вырабатываемой солнечными батареями (СБ) КА, ввиду ограничений по их площади. В настоящее время отечественные производители телекоммуникационных спутников (например, АО «ИСС» имени М.Ф. Решетнёва) используют в составе своих КА, выводимых на ГСО, энергоустановки мощностью до 20 кВт. Такое ограничение связано, в том числе, с мощностью, вырабатываемой солнечными батареями, которая зависит от их площади (в настоящее время используются в основном СБ площадью до 112 м²) [10]. В связи с этим формируется ограничение по максимальному количеству электрореактивных двигателей в составе ЭРДУ.

С помощью предлагаемого алгоритма были подобраны приближенно-оптимальные параметры ЭРДУ (два двигателя СПД-140 [9; 11] с учётом коэффициента резервирования) в составе КА при использовании на начальном этапе выведения РН типа «Союз-5» и ХРБ «Фрегат-СБ». Использование большего количества двигателей влечёт за собой увеличение площади солнечных панелей и количества аккумуляторных батарей, а ввиду того, что эти составные части будут в составе КА весь срок активного существования, это является нерациональным. Использование же меньшего количества двигателей приводит к значительному увеличению времени перелёта.

3. Расчёт проектно-баллистических параметров выведения КА с ЭРДУ на ГСО с помощью РН типа «Союз-5» и ХРБ «Фрегат-СБ» и проведение сравнительного анализа

При расчёте проектно-баллистических параметров в настоящей работе, были рассмотрены несколько вариантов промежуточных орбит, параметры которых были выбраны исходя из следующего:

1. Приближенно-оптимальной промежуточной орбитой (геопереходной орбитой) при выведении КА с ЭРДУ на ГСО является высокоэллиптическая орбита. Данный выбор обусловлен тем, что довыведение КА на ГСО с помощью реактивного двигателя малой тяги (к которым, в частности, относится ЭРД) характеризуется большой дли-

тельностью, обусловленной малым секундным расходом рабочего тела в двигателе. При этом в соответствии с законами баллистики максимальная эффективность изменения большой полуоси переходной орбиты достигается в точке апогея этой орбиты и она минимальна в точке пересечения орбиты с её малой полуосью. Таким образом, для сокращения времени довыведения КА на ГСО необходимо максимизировать время нахождения КА в околоапогейной зоне переходной орбиты. Это можно осуществить уменьшением скорости прохождения аппаратом апогея орбиты.

2. В соответствии со вторым законом Кеплера уменьшения скорости в апогее орбиты можно добиться, увеличив эксцентриситет переходной орбиты или, другими словами, увеличив высоту апогея при неизменной высоте перигея. Так, при высоте перигея стандартной геопереходной орбиты 200 км скорость КА в апогее с высотой 36 000 км будет равна 1,589 км/с, в апогее с высотой 60 000 км скорость составит 1,040 км/с, а в апогее с высотой 120 000 км скорость будет равна 0,558 км/с [12].

3. Необходимые затраты характеристической скорости на изменение наклона орбиты прямо пропорциональны скорости в узловых точках переходной орбиты. Следовательно, для минимизации затрат массы рабочего тела на изменение наклона орбиты необходимо, чтобы в одном из узлов переходной орбиты находился апогей. Также выбор таких параметров переходной орбиты позволяет минимизировать время нахождения КА в радиационных поясах (особо опасной радиационной зоной для КА является зона от 2 000 до 14 000 км).

В работе [13] сформулирована задача об оптимальном изменении большой полуоси, эксцентриситета и наклона, минимизирующем невязки по этим элементам, а также найден локально-оптимальный закон управления, обеспечивающий совместное изменение этих параметров.

Решение задачи оптимального управления элементами орбиты в строгой постановке, вытекающей из формализма Лагранжа – Понтрягина, связано с большими вычислительными трудностями. Кроме того, на первый план выходит проблема сходимости и устойчивости алгоритма решения краевой задачи и единственности решения. Поэтому исходная задача расширялась до задачи локальной оптимизации [13].

В общем случае синтез локально-оптимальных управлений не гарантирует абсолютного оптимума в исходной постановке задачи, однако существует класс задач, содержащих малый параметр (в частности, реактивное ускорение, создаваемое ЭРДУ), в которых локально-оптимальные управления тем ближе к оптимальным, чем меньше малый параметр, т.е. чем слабее корректирующее управление.

Поэтому в работе [13] предлагается найти локально-оптимальный закон управления, обеспечивающий совместное изменение большой полуоси, эксцентриситета и наклона орбиты. Вводится требование монотонного изменения большой полуоси, эксцентриситета и наклона орбиты, поэтому поставленная задача отыскания законов управления ориентацией вектора тяги КА с ЭРДУ может быть сведена к задаче выбора локально-оптимального закона с последующей проверкой условия монотонности функционала.

С учётом того, что на конечные значения долготы восходящего узла, аргумента перигея и аргумента широты не накладываются жёсткие ограничения, то поставленная задача значительно упрощается.

В табл. 2 – 4 представлены основные результаты расчётов проектно-баллистических параметров при использовании одного и двух ЭРД СПД-140 при разных параметрах промежуточной орбиты, полученные с использованием предлагаемого алгоритма, описанного в п. 2.

Таблица 2. Основные результаты расчётов проектно-баллистических параметров при наклонении промежуточной орбиты $i = 0^\circ$

Параметры промежуточной орбиты	$H = 200 \times 36000$ км $i = 0^\circ$	$H = 200 \times 60000$ км $i = 0^\circ$	$H = 200 \times 80000$ км $i = 0^\circ$	$H = 200 \times 120000$ км $i = 0^\circ$	$H = 200 \times 120000$ км $i = 0^\circ$
Масса ПН на промежуточной орбите, кг	3159	3389	3525	3720	3720
Количество двигателей ЭРДУ	2				1
Тяга ЭРДУ, мН	580				290
Уд. импульс, с	1770				
Мощность потребления, кВт	9				4,5
Площадь СБ, м ²	29				15
Время перелёта, сут.	128,8	128	134,2	156,4	312
Масса ПН на ГСО, кг	2783	3015	3133	3263	3265

Таблица 3. Основные результаты расчётов проектно-баллистических параметров при наклонении промежуточной орбиты $i = 26^\circ$

Параметры промежуточной орбиты	$H = 200 \times 36000$ км $i = 26^\circ$	$H = 200 \times 60000$ км $i = 26^\circ$	$H = 200 \times 80000$ км $i = 26^\circ$	$H = 200 \times 120000$ км $i = 26^\circ$	$H = 200 \times 120000$ км $i = 26^\circ$
Масса ПН на промежуточной орбите, кг	4634	4602	4610	4643	4643
Количество двигателей ЭРДУ	2				1
Тяга ЭРДУ, мН	580				290
Уд. импульс, с	1770				
Мощность потребления, кВт	9				4,5
Площадь СБ, м ²	29				15
Время перелёта, сут.	225,8	201,7	201,5	206,8	415,1
Масса ПН на ГСО, кг	3975	4013	4022	4039	4041

Таблица 4. Основные результаты расчётов проектно-баллистических параметров при наклонении промежуточной орбиты $i = 51,7^\circ$

Параметры промежуточной орбиты	$H = 200 \times 36000$ км $i = 51,7^\circ$	$H = 200 \times 60000$ км $i = 51,7^\circ$	$H = 200 \times 80000$ км $i = 51,7^\circ$	$H = 200 \times 120000$ км $i = 51,7^\circ$	$H = 200 \times 120000$ км $i = 51,7^\circ$
Масса ПН на промежуточной орбите, кг	6969	6377	6134	5881	5881
Количество двигателей ЭРДУ	2				1
Тяга ЭРДУ, мН	580				290
Уд. импульс, с	1770				
Мощность потребления, кВт	9				4,5
Площадь СБ, м ²	29				15
Время перелёта, сут.	425,9	344,7	324,3	296,1	582,2
Масса ПН на ГСО, кг	5726	5371	5187	5017	5019

После анализа результатов, представленных в табл. 2 – 4, можно сделать следующие выводы.

1. Увеличение апогея промежуточной орбиты позволяет снизить затраты рабочего тела на этап довыведения с помощью ЭРДУ, тем самым увеличив массу ПН (за исключением вариантов, приведённых в табл. 4, так как в данном случае для изменения наклонения использовалась только ЭРДУ, работающая на всем этапе довыведения).

2. Использование ХРБ для изменения наклонения приводит к существенному снижению времени выведения, но снижает массу выводимой ПН (изменение наклонения промежуточной орбиты достигается за счёт использования ХРБ на первом участке выведения).

3. Использование двух ЭРД вместо одного снижает время выведения примерно в 2 раза.

Исходя из вышесказанного, а также из допустимого срока выведения в 160 суток, можно сделать вывод, что в данном случае оптимальным вариантом выведения будет использование двух ЭРД и промежуточной орбиты с параметрами $H = 200 \times 120000$ км, $i = 0^\circ$.

Заключение

В данной работе получено выражение для выбранного критерия оптимальности – относительной массы полезной нагрузки. Приведён алгоритм решения задачи параметрической оптимизации и решена задача выбора оптимального ЭРДУ в зависимости от заданных ограничений. Проведён расчёт проектно-баллистических параметров выведения КА с ЭРДУ на ГСО с помощью РН типа «Союз-5» и ХРБ «Фрегат-СБ». Сравнительный анализ полученных результатов позволяет сделать вывод о целесообразности использования в качестве промежуточных высокоэллиптические орбиты с нулевым наклонением (при довыведении КА на ГСО с помощью ЭРДУ), позволяющие увеличить массу ПН более чем на 700 кг при допустимом сроке выведения (менее 160 суток при использовании двух ЭРД СПД-140).

Библиографический список

1. Создание ракеты среднего класса «Союз-5». <https://vlad-1917.livejournal.com/59171.html>
2. Разгонный блок «Фрегат». <https://www.roscosmos.ru/451/>
3. Ракету «Союз-5» впервые запустят в 2025 году. <https://lenta.ru/news/2023/08/18/soyuz5/>
4. Ракета-носитель «Союз-5». <https://www.samspace.ru/about/programs/69/12018/>
5. Булынин Ю.Л., Доставалов А.В., Кульков А.Н. Использование ЭРДУ спутников АО «ИСС» для довыведения на геостационарную орбиту // Сб. тезисов докладов XXV международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация» (4-11 июля 2021 г., Евпатория, Крым, Россия). М.: МАИ, 2021. С. 141-143.
6. Салмин В.В. Оптимизация космических перелётов с малой тягой: проблемы совместного управления траекторным и угловым движением. М.: Машиностроение, 1987. 208 с.
7. Петрухина К.В., Салмин В.В. Оптимизация баллистических схем перелётов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги // Известия Самарского научного центра РАН. 2010. Т. 12, № 4. С. 186-201.
8. Малышев Г.В., Кульков В.М., Егоров Ю.Г. Применение электроракетных двигателей для выведения, коррекции орбиты и поддержания группировок спутниковых систем // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2006. № 7. С. 82-88.
9. Гусев Ю.Г., Пильников А.В. Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе // Труды МАИ. 2012. № 60. <https://trudymai.ru/published.php?ID=35385>
10. Новые спутники получают рекордные «солнечные крылья». <https://iz.ru/668563/dmitrii-strugovetc/novye-sputniki-poluchat-rekordnye-solnechnye-krylia>
11. Ким В.П. Стационарные плазменные двигатели в России: проблемы и перспективы // Труды МАИ. 2012. № 60. <https://trudymai.ru/published.php?ID=35374>
12. Яковлев А.В., Внуков А.А., Баландина Т.Н. Довыведение космических аппаратов на геостационарную орбиту с помощью электрореактивных двигателей // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 2 (50). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-2-1466
13. Салмин В.В., Петрухина К.В., Кветкин А.А. Расчёт приближённо-оптимальных перелётов космического аппарата с двигателями малой тяги с высокоэллиптической на геостационарную орбиту // Космическая техника и технологии. 2019. № 4 (27). С. 94-108. DOI: 10.33950/spacetechn-2308-7625-2019-4-94-108

SELECTION OF DESIGN PARAMETERS OF A SPACECRAFT ELECTRIC PROPULSION ENGINE ENSURING THE GEOSTATIONARY ORBIT RAISING MISSION

© 2024

A. V. Kolesov Engineer;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
kolesov19930720@mail.ru

V. V. Salmin Doctor of Science (Engineering), Professor, Chief Researcher
at the Institute of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
sputnik@ssau.ru

The problem of selecting suboptimal parameters of an electric propulsion system as part of a spacecraft, ensuring a geostationary orbit raising mission using a Soyuz-5 launch vehicle at the initial launch stage, is investigated. An expression is obtained for the main optimality criterion – the payload relative mass. An algorithm is obtained for solving the problem of parametric optimization of an electric propulsion system as part of a hybrid transportation system. The task of selecting the optimal electric propulsion engine for launching a spacecraft with an electric propulsion system to a geostationary orbit using the launch vehicle under consideration is solved. A design ballistic calculation and a comparative analysis of the obtained data are performed.

Hybrid transportation system; launch vehicle; optimality criterion; electric propulsion system; geostationary orbit; design parameters; optimization task

Citation: Kolesov A.V., Salmin V.V. Selection of design parameters of a spacecraft electric propulsion engine ensuring the geostationary orbit raising mission. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 31-41. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-31-41

References

1. *Sozdanie rakety srednego klassa «Soyuz-5»* [Development of the Soyuz-5 medium-class rocket]. Available at: <https://vlad-1917.livejournal.com/59171.html>
2. *Razgonnyy blok «Fregat»* [Fregat upper stage]. Available at: <https://www.roscosmos.ru/451/>
3. *Raketu «Soyuz-5» v pervye zapustyat v 2025 godu* [The Soyuz-5 rocket will be launched for the first time in 2025]. Available at: <https://lenta.ru/news/2023/08/18/soyuz5/>
4. *Raketa-nositel' «Soyuz-5»* [Soyuz-5 launch vehicle]. <https://www.samspace.ru/about/programs/69/12018/>
5. Bulinin U.L., Dostavalov A.V., Kulkov A.N. Using JSC ISS satellite electric propulsion during transfer phase from intermediate to geostationary orbit. *Sb. Tezisev Dokladov XXV Mezhdunarodnoy Nauchnoy Konferentsii «Sistemnyy Analiz, Upravlenie i Navigatsiya» (July, 4-11, 2021, Yevpatoria, Crimea, Russian Federation)*. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2021. P. 141-143. (In Russ.)
6. Salmin V.V. *Optimizatsiya kosmicheskikh pereletov s maloy tyagoy: problemy sovместnogo upravleniya traektornym i uglovym dvizheniem* [Optimization of low-thrust space flights: problems of joint control of trajectory and angular motion]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 208 p.
7. Petrukhina K.V., Salmin V.V. Optimization of flights ballistic schemes between non-coplanar orbits by means of the combination of high and low thrust engines. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2010. V. 12, no. 4. P. 186-201. (In Russ.)
8. Malyshev G.V., Kulkov V.M., Egorov Yu.G. Application of electric rocket engines for insertion, orbit correction, and maintenance of satellite system groups. *Polyot. All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2006. No. 7. P. 82-88. (In Russ.)
9. Gusev Y.G., Pil'nikov A.V. The Electric propulsion role and place within the Russian space program. *Trudy MAI*. 2012. No. 60. Available at: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35385&eng=Y>
10. *Novye sputniki poluchat rekordnye «solnechnye kryl'ya»* [New satellites will receive unprecedented «solar wings»]. Available at: <https://iz.ru/668563/dmitrii-strugovetc/novye-sputniki-poluchat-rekordnye-solnechnye-krylia>
11. Kim V.P. Stationary plasma thrusters in Russia: problems and perspectives. *Trudy MAI*. 2012. No. 60. (In Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35422>
12. Yakovlev A.V., Vnukov A.A., Balandina T.N. Final ascent to the geostationary orbit with the electric propulsion engine. *Engineering Journal: Science and Innovations*. 2016. No. 2 (50). (In Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-2-1466

13. Salmin V.V., Petrukhina K.V., Kvetkin A.A. Calculation of suboptimal high-elliptical orbit to geostationary orbit transfers for spacecraft with low thrusters. *Space Engineering and Technology*. 2019. No. 4 (27). P. 94-108. (In Russ.). DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2019-4-94-108

АВТОМАТИЗАЦИЯ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И МОДИФИКАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ САМОЛЁТНОГО ТИПА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ И ЭВОЛЮЦИОННЫХ АЛГОРИТМОВ. ЧАСТЬ 1: МЕТОДЫ И МОДЕЛИ

© 2024

- В. А. Комаров** доктор технических наук, профессор, директор научно-образовательного центра авиационных конструкций НОЦ-202; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; vkomarov@ssau.ru
- О. Е. Лукьянов** кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; lukyanov.oe@ssau.ru
- В. Х. Хоанг** аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; hunghoang2508@gmail.com
- Е. И. Куркин** кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; kurkin.ei@ssau.ru
- Х. Г. Куихада Пиокуинто** аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; hosekihada@yandex.ru

Предлагается методика выбора рациональных параметров крупноразмерных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) самолётного типа на начальных стадиях проектирования с использованием оптимизационного алгоритма дифференциальной эволюции и численного математического моделирования задач аэродинамики. Методика предполагает выполнение весового и аэродинамического баланса на основных режимах полёта, имеет возможность рассматривать БПЛА самолётного типа с одной или двумя несущими поверхностями, применять параллельные вычисления и автоматически генерировать трёхмерную геометрическую модель облика летательного аппарата по результатам оптимизации. Предлагается и демонстрируется способ ускорения более чем в три раза процесса решения задачи оптимизации параметров летательного аппарата по взлётной массе путём введения целевой функции в набор проектных переменных. Приводятся результаты оценки достоверности используемых математических моделей аэродинамики и корректности вычисления целевой функции с учётом различных ограничений. Комплексная проверка работоспособности и эффективности методики рассматривается на решении демонстрационных задач по оптимизации более десяти основных проектных параметров облика двух существующих беспилотных летательных аппаратов тяжёлого класса с известными из открытых источников характеристиками. Показаны примеры использования результатов оптимизации для модификации прототипов.

БПЛА; облик; проектирование; взлётная масса; оптимизация; эволюционный алгоритм; аэродинамика; балансировка; штрафная функция; параллельные вычисления

Цитирование: Комаров В.А., Лукьянов О.Е., Хоанг В.Х., Куркин Е.И., Куихада Пиокуинто Х.Г. Автоматизация концептуального проектирования и модификации беспилотных летательных аппаратов самолётного типа с использованием многодисциплинарной оптимизации и эволюционных алгоритмов. Часть 1: Методы и модели // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 42-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-42-57

Введение

Рост значимости авиационной техники в различных сферах человеческой деятельности сегодня обуславливает потребность появления новых, более эффективных пилотируемых и БПЛА. Ключевую роль в обеспечении конкурентоспособности вновь создаваемых образцов или новых модификаций существующих летательных аппаратов играют начальные стадии проектирования, во время которых принимается до трёх четвертей основных технических решений. От правильности принятия этих решений зависит успех реализации проекта в целом [1 – 5].

Традиционные методы проектирования авиационной техники предполагают последовательное рассмотрение задач аэродинамики, динамики полёта, прочности, весовых расчётов и ряда других дисциплин. Это определяет итерационный характер начальных стадий проектирования, требующий многократного выполнения расчётных приближений по каждой дисциплине. Многие решения при этом основываются на основе опыта проектанта и сложившихся традициях в коллективе разработчиков.

Развитие вычислительной техники высокой производительности сделало возможным появление новой проектной парадигмы «точного попадания» [6; 7], которая предполагает параллельный учёт показателей весовой, энергетической и аэродинамической эффективности на ранних стадиях проектирования за счёт использования методов многодисциплинарной оптимизации (МДО) и численного математического моделирования. Такой подход уже внедряется в практику проектирования пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов [8 – 10]. Использование МДО на начальных стадиях проектирования для БПЛА имеет особое значение, так как создаваемые сегодня беспилотные аппараты охватывают практически всё многообразие существующих и возможных необычных аэродинамических схем [11] и требуют рассмотрения большего количества проектных переменных различного типа. Ключевыми требованиями парадигмы точного попадания к используемым методам проектирования являются достаточная точность математических моделей и быстрое действие оптимизационных алгоритмов, позволяющих рассматривать большое количество сочетаний проектных переменных в условиях ограниченного времени начальных стадий проектирования.

Определённым этапом развития автоматизации процессов проектирования летательных аппаратов (ЛА) можно считать монографию [12], в которой предлагается использовать постановку и решение проектных задач в терминах нелинейного математического программирования (НМП). Выбору облика самолётов различного типа и схем посвящено относительно небольшое число публикации [13].

В ряде работ по параметрической оптимизации облика летательных аппаратов успешно используются поисковые методы, в частности, градиентные [14], однако они требуют вычисления частных производных целевой функции, включая уточнение расчёта взлётной массы по уравнению существования на каждой итерации. Дополнительная трудность в решении задач выбора облика состоит в разнородности и дискретности проектных переменных. Например, гибридная силовая установка может состоять из тепловых и электрических двигателей в различных сочетаниях. Поэтому для решения таких задач развиваются непоисковые эвристические методы, в частности, в качестве основной идеи рассматривается способ эволюции, заимствованный из живой природы. Вначале это были относительно простые алгоритмы и программы, решающие комбинаторные задачи оптимизации из однородных элементов, например, выбор ориентации и числа слоёв композиционного материала в различных участках обшивки крыла [15] или оптимизация структурных и геометрических параметров сложных композитных деталей. В настоящее время алгоритмы и программы этого направления интенсивно развиваются и внедряются в область предварительного проектирования авиационной техники. В частности – алгоритмы *дифференциальной эволюции* [16; 17], отличающиеся от известных *генетических*

алгоритмов особенностью операции скрещивания, которая предполагает получение векторов нового поколения путём смешения генотипов каждого вектора предыдущего поколения с мутированным вектором того же поколения. Данная особенность позволяет «динамически» моделировать особенности рельефа целевой функции и эффективно преодолевать локальные овраги, обеспечивая более быструю сходимость алгоритма. Однако потенциал возможностей этого метода оптимизации в области концептуального проектирования летательных аппаратов продемонстрирован пока в ограниченном числе публикаций.

Цель данной работы – показать возможности метода дифференциальной эволюции с определённой адаптацией к решению задач многодисциплинарной оптимизации летательных аппаратов самолётного типа с широким спектром проектных переменных, включая структурные.

Методы и модели

Постановка задачи концептуального проектирования

Задачу выбора оптимальных параметров облика БПЛА самолётного типа будем рассматривать в терминах НМП, следуя [12] и большинству работ последнего времени в данной области. В канонической форме задача НМП формулируется следующим образом:

$$f(\mathbf{x}^{opt}) \leq f(\mathbf{x}) \forall \mathbf{x} \in \Omega, \\ \Omega = \{ \mathbf{x} : q_j(\mathbf{x}) \leq 0, h_k(\mathbf{x}) = 0 \}, \quad (1)$$

где: $f(\mathbf{x})$ – целевая функция; $\mathbf{x} = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$ – вектор проектных переменных; \mathbf{x}^{opt} – оптимальное решение задачи; Ω – область допустимых проектов; $q_j(\mathbf{x}) \leq 0, j = \overline{1, p}$ – ограничения в виде неравенств; $h_k(\mathbf{x}) = 0, k = \overline{1, l}$ – ограничения в виде равенств; n, p, l – количество переменных и ограничений.

В предлагаемой методике в качестве целевой функции могут быть объявлены различные технические характеристики БПЛА, представляющие интерес для разработчиков. Однако, в связи со сложностью постановки и решения задачи в достаточно общем виде, далее рассматриваются особенности методике с использованием в качестве сквозных примеров задачи улучшения технических характеристик – минимизации взлётной массы – двух существующих БПЛА тяжёлого класса с различными аэродинамическими схемами: типа MQ-1 [18], с взлётной массой ~1000 кг и типа U-40 [19], с взлётной массой ~2000 кг (рис. 1). Далее эти ЛА обозначаются как БП-1, БП-2.

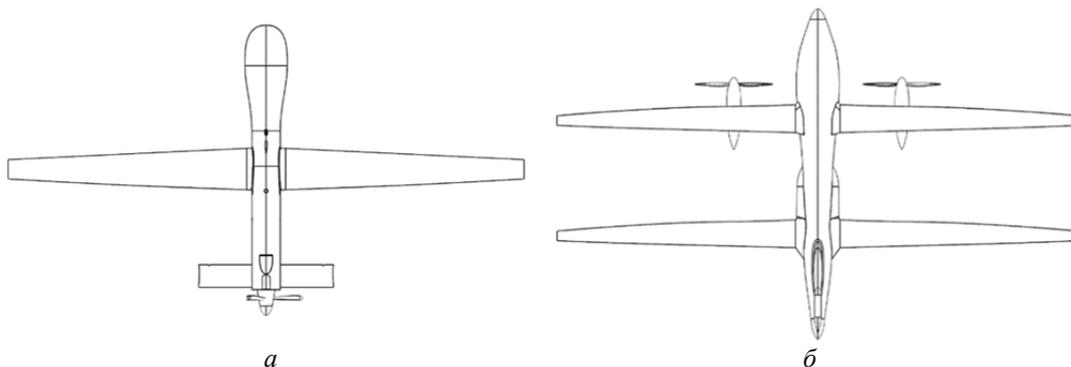


Рис. 1. Вид в плане рассматриваемых БПЛА тяжёлого класса: а – БП-1; б – БП-2

Цифровая модель БПЛА

При решении задач методами НМП математическая модель объекта оптимизации должна давать ответ на два вопроса:

1. Какое значение имеет целевая функция в рассматриваемой точке пространства проектных переменных, определяемой вектором \mathbf{x} ?

2. Принадлежит данная точка области допустимых проектов или нет? И если «нет», то в какой мере должно быть ухудшено значение целевой функции – увеличено в задачах минимизации с помощью штрафа?

Целевая функция. В рассматриваемых задачах в качестве целевой функции выбирается взлётная масса $f(\mathbf{x}) = m_0$. При выборе в качестве целевой функции другого показателя (энергетической или транспортной эффективности и т.д.) достаточно точный расчёт взлётной массы требуется в любом случае, так как на основе этой величины выполняется балансировка летательного аппарата, расчёт весового и энергетического баланса и определяются абсолютные геометрические параметры. Взлётная масса ЛА зависит практически от всех параметров проекта [4]. Для её определения используется итерационное решение уравнения существования – весового баланса [20 – 21].

Ограничения. В решении задач НМП ограничения удобно разделять на три группы:

Первая – ограничения на максимальные и минимальные значения самих проектных переменных вида $a_i \leq x_i \leq b_i$. Эти ограничения определяют диапазон значений соответствующей переменной и называются геометрическими независимо от их природы. Они могут быть линейными, угловыми, удельной нагрузкой на крыло и т.д.

Вторая группа в виде неравенств $q_j(\mathbf{x}) \leq 0$ и третья в виде равенств $h_k(\mathbf{x}) = 0$ определяют технические требования к функционированию ЛА. Как правило, их невозможно выразить в явном виде через проектные переменные. Для оценки выполнения функциональных ограничений используются специальные алгоритмы, в ряде случаев достаточно сложные, например, метод дискретных вихрей (МДВ) в аэродинамике, статистические данные или критерий «Силовой фактор» [22] в весовых расчётах и т.д.

В числе второй и третьей групп ограничений в данной работе используются следующие:

– условие равновесия БПЛА в вертикальной плоскости с заданным запасом статической устойчивости:

$$h_1(\mathbf{x}) = m_z(\mathbf{x}) = 0, \quad (2)$$

$$h_2(\mathbf{x}) = c_{ya_бал}(\mathbf{x}) - c_{ya}(\mathbf{x}) = 0; \quad (3)$$

– ограничение на максимальное значение коэффициента подъёмной силы:

$$q_1(\mathbf{x}) = c_{ya}(\mathbf{x}) \leq c_{ya}^*; \quad (4)$$

– ограничение на величину коэффициента статического момента горизонтального оперения для обеспечения потребных характеристик управляемости БПЛА оказывающее влияние на величину плеча горизонтального оперения и его относительной площади:

$$q_2(\mathbf{x}) = A_{го}(\mathbf{x}) \in [A_{го_min}, A_{го_max}]. \quad (5)$$

Здесь: m_z – коэффициент продольного момента относительно центра масс; c_{ya} – коэффициент подъёмной силы; $c_{ya_бал}$ – коэффициент подъёмной силы в состоянии балансировки; c_{ya}^* – допустимый коэффициент подъёмной силы на заданном режиме полёта; $A_{го}$ – коэффициент статического момента горизонтального оперения.

Проектные переменные. Вектор проектных переменных x может включать в себя геометрические и удельные энергетические параметры облика летательного аппарата, а также кинематические параметры рассматриваемых режимов полёта.

Особенностью данной работы является добавление в вектор x входного значения (предварительное приближение) взлётной массы m_0^{in} . На основе m_0^{in} вычисляется выходное (уточнённое) значение взлётной массы m_0^{out} и затем – значение целевой функции $m_0^+ = m_0^{out} + \psi$, где ψ – величина штрафной функции, учитывающей требования ограничений. Сходимость процесса оптимизации обеспечивается при $m_0^{in} \approx m_0^{out} = m_0^+$. Для переменной m_0^{in} целесообразно использовать первый номер в векторе x . В рассматриваемых примерах использовался вектор x из следующих проектных переменных: $x = \{m_0^{in}, \lambda_1, \lambda_2, \chi_1, \chi_2, \eta_1, \eta_2, \delta_1, \bar{L}, \bar{S}_2, V, p_0\}$, $n = 12$. Здесь: m_0^{in} – входное значение взлётной массы, кг; λ_1 – удлинение передней и λ_2 – задней несущей поверхности; χ_1 – стреловидность по передней кромке передней и χ_2 – задней несущей поверхности, град.; η_1 – сужение передней и η_2 – задней несущей поверхности; δ_1 – угол установки передней несущей поверхности, град.; $\bar{L} = L_2/b_A$ – относительное расстояние между несущими поверхностями (b_A – средняя аэродинамическая хорда, м); $\bar{S}_2 = S_2/S_1$ – относительная площадь задней несущей поверхности (S_1 – площадь передней несущей поверхности, м²); V – скорость полёта, м/с и p_0 – удельная нагрузка на крыло, кг/м². Кроме указанных проектных переменных, внутри общего цикла оптимизации выбираются значение угла установки задней несущей поверхности относительно продольной оси δ_2 и угла атаки α летательного аппарата с помощью алгоритма балансировки.

Совокупность средств для вычисления значения взлётной массы ЛА при определённых значениях проектных переменных и оценка уровня выполнения ограничений представляет собой информационную модель объекта оптимизации в задачах НМП.

Методика выбора оптимальных параметров БПЛА самолётного типа

Предлагаемая методика базируется на использовании дифференциального эволюционного алгоритма оптимизации «Success-History based Adaptive Differential Evolution» (SHADE) [23] с применением штрафных функций [24] и численного математического моделирования. Используемый метод оптимизации SHADE предполагает преобразование информации в популяциях особей.

В рассматриваемых задачах *особь* – это один из мыслимых вариантов проекта – то есть вектор x_s , компонентами которого являются определённые значения проектных переменных x_i облика проектируемого летательного аппарата:

$$x_s = \{x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_n\}_s, s = \overline{1, w},$$

где: \mathbf{x}_s – вектор проектных переменных особи s в популяции \mathbf{P}_g ; s – номер особи; w – количество особей в популяции; i и n – номер и количество проектных переменных в каждой особи s .

Популяция \mathbf{P}_g – это множество особей s на итерации оптимизации (генерации) g , состоящая из особей \mathbf{x}_s :

$$\mathbf{P}_g = \{\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_s, \dots, \mathbf{x}_w\}_g,$$

где: g – номер популяции.

Методика данной работы использует алгоритм [17], но имеет ряд существенных доработок, позволяющих:

- рассматривать различные аэродинамические схемы БПЛА с одной или с двумя несущими поверхностями (летающее крыло, нормальная схема, утка, тандем);
- проектировать БПЛА разных размерностей;
- применять на БПЛА различные типы силовых установок;
- повышать производительность расчётов за счёт применения аналитического аппарата и параллельных вычислений.

Методика реализована на платформе Python с подключением открытого кода AVL для аэродинамических расчётов [25]. Блок-схема алгоритма методики представлена на рис. 2.

Блок 1 – процесс ввода исходных данных: полётного задания (полезная нагрузка $m_{пн}$, время барражирования t , угол наклона траектории θ , запас по продольной устойчивости и т.п.); введение настроек метода оптимизации (выбор размера первой популяции w , назначение величины критерия останова ε , задание диапазонов варьирования значений проектных переменных $[x_{i(\min)} \dots x_{i(\max)}]$, задание значений ограничений $q_j \leq 0$, а также задание диапазона возможных значений входных взлётных масс особей начального приближения на первой итерации $[m_{0g=1(\min)}^{in} \dots m_{0g=1(\max)}^{in}]$).

Блок 2 – процесс инициализации первой популяции $\mathbf{P}_{g=1}$, состоящих из векторов особей \mathbf{x}_s . Выбор значений проектных переменных $x_{i,g=1}$ в векторах каждой особи $\mathbf{x}_{s,g=1}$ осуществляется случайным образом из заданного пользователем диапазона значений проектных переменных $[x_{i(\min)} \dots x_{i(\max)}]$ с помощью метода латинского гиперкуба *Latin Hypercube Sampling* (LHS) [26], включая и начальное приближение взлётной массы $m_{0s,g=1}^{in}$ с учётом заданного диапазона $[m_{0g=1(\min)}^{in} \dots m_{0g=1(\max)}^{in}]$. Размер первой популяции должен быть не менее $w_{g=1} = 10n$, где n – это количество проектных переменных каждой особи.

Цикл 3 определяет целевую функцию с учётом значений штрафной функции.

Цикл 3.1 выполняет расчёт взлётной массы для каждой особи $\mathbf{x}_{s,g}$ через уравнение существования [20; 21]:

$$m_o(\mathbf{x}_{s,g}) = \frac{m_{пн}}{1 - \bar{m}_{cy} - \bar{m}_{топ} - \bar{m}_{конс} - \bar{m}_{об}}, \quad (6)$$

где: $m_{пн}$ – масса полезной нагрузки, кг и относительные массы: \bar{m}_{cy} – силовой установки, $\bar{m}_{топ}$ – топлива (или $\bar{m}_{акк}$ – аккумуляторных батарей в случае электрической силовой установки), $\bar{m}_{конс}$ – конструкции, $\bar{m}_{об}$ – оборудования и управления.

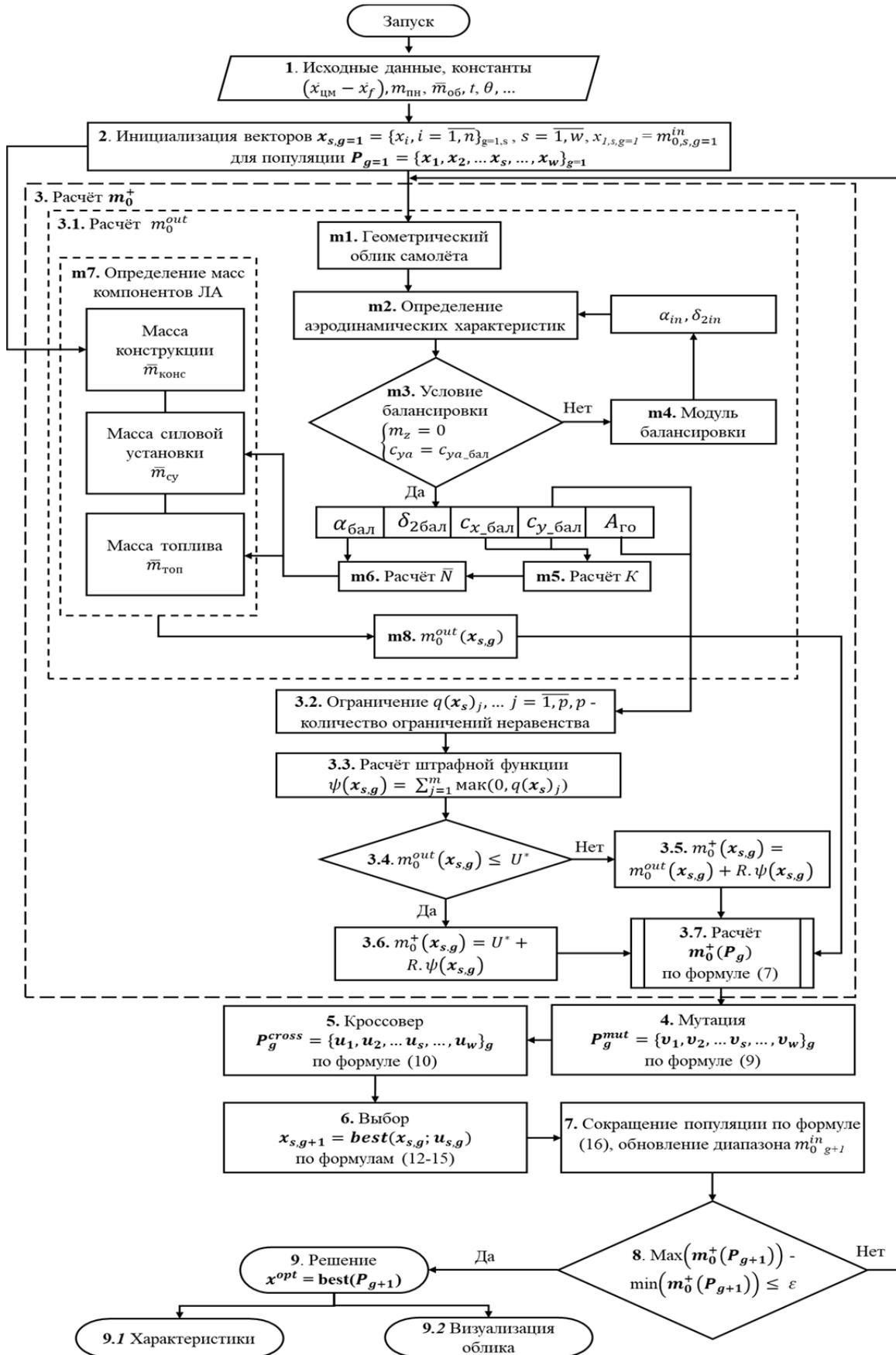


Рис. 2. Блок-схема алгоритма предлагаемой методики оптимизации проектных параметров БПЛА. Здесь блоки m1 – m8 образуют внутренний цикл по отношению к Циклу 3

Относительные массы в (6) зависят от многих параметров проекта. Особенно это касается $\bar{m}_{\text{топ}}$ и \bar{m}_{cy} , которые зависят от аэродинамического качества K и энерговооружённости \bar{N} летательного аппарата. Поэтому, для целей данной работы используется специальный алгоритм вычисления выходной (уточнённой) взлётной массы $m_0^{\text{out}}(\mathbf{x}_{s,g})$, учитывающий требование обеспечения продольной устойчивости самолёта.

Блок m1 – служит для вычисления абсолютных геометрических характеристик летательного аппарата на основе входного значения взлётной массы $m_{0s,g}^{\text{in}}$ и удельной нагрузки на несущую систему $p_{0s,g}$, значение которой находится в векторе проектных переменных рассматриваемой особи $\mathbf{x}_{s,g}$.

Геометрические характеристики используются в алгоритме для:

- автоматизированной генерации трёхмерных геометрических моделей БПЛА;
- генерации численных моделей расчёта аэродинамических характеристик БПЛА по методу дискретных вихрей [27];
- применения инженерных формул аэродинамики учёта сжимаемости и вязкого трения;
- расчёта массы силовой конструкции планера БПЛА.

Блок m2 – выполняет расчёт аэродинамических характеристик БПЛА с целью определения аэродинамического качества.

Блок m3 – выполняет проверку условия равновесия аппарата в вертикальной плоскости.

Блок m4 – реализует процесс балансировки БПЛА путём выбора угла атаки α и угла установки δ_2 балансирующей поверхности с учётом заданного запаса статической продольной устойчивости.

Блок m5 – выполняет расчёт аэродинамического качества.

Блок m6 – выполняет расчёт потребных энергетических характеристик силовой установки и потребного количества энергоносителя на всех этапах полёта.

Блок m7 – выполняет расчёт относительных масс компонентов БПЛА.

Блок m8 – выполняет уточнённый расчёт выходного значения взлётной массы для каждой особи $m_0^{\text{out}}(\mathbf{x}_{s,g})$ с использованием уравнения существования (6) на основе значений параметров $x_{i,s}$.

Блок 3.2 анализирует выполнение ограничений по значению коэффициента подъёмной силы и коэффициента статического момента горизонтального оперения согласно следующим соотношениям:

$$\psi_1(\mathbf{x}_{s,g}) = \begin{cases} 0 & \text{если } c_{ya}(\mathbf{x}_{s,g}) \leq c_{ya}^* \\ c_{ya}(\mathbf{x}_{s,g}) - c_{ya}^* & \text{если } c_{ya}(\mathbf{x}_{s,g}) > c_{ya}^* \end{cases};$$

$$\psi_2(\mathbf{x}_{s,g}) = \begin{cases} 0 & \text{если } A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) \in [A_{\text{го_min}}, A_{\text{го_max}}] \\ A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) - A_{\text{го_max}} & \text{если } A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) > A_{\text{го_max}} \\ A_{\text{го_min}} - A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) & \text{если } A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) < A_{\text{го_min}} \end{cases},$$

где: ψ – безразмерная штрафная функция.

Блок 3.3 определяет значение суммарной штрафной функции согласно уравнению:

$$\psi(\mathbf{x}_{s,g}) = \psi_1(\mathbf{x}_{s,g}) + \psi_2(\mathbf{x}_{s,g}). \quad (7)$$

Блоки 3.4 – 3.7 в составе **Цикла 3** позволяют вычислить значение целевой функции $m_0^+(\mathbf{x}_{s,g})$ с учётом штрафа $\psi(\mathbf{x}_{s,g})$:

$$m_0^+(\mathbf{x}_{s,g}) = \begin{cases} m_0^{out}(\mathbf{x}_{s,g}) & \text{если } \psi(\mathbf{x}_{s,g}) = 0 \\ R\psi(\mathbf{x}_{s,g}) + U^* & \text{если } \psi(\mathbf{x}_{s,g}) > 0 \cap m_0^{out}(\mathbf{x}_{s,g}) \leq U^*, \\ R\psi(\mathbf{x}_{s,g}) + m_0^{out}(\mathbf{x}_{s,g}) & \text{если } \psi(\mathbf{x}_{s,g}) > 0 \cap m_0^{out}(\mathbf{x}_{s,g}) > U^* \end{cases} \quad (8)$$

где: U^* – верхнее ограничение возможного значения взлётной массы; R – параметр усиления штрафа, согласующий размерности и порядки величин штрафной функции с учётом класса летательного аппарата по взлётной массе. Величина этого параметра выбирается экспертно с учётом величины взлётной массы.

Более подробное описание вычисления штрафной функции можно найти в [24].

Результатом работы **Цикла 3** является вектор значений целевых функций $m_0^{out}(\mathbf{x}_{s,g})$ для каждой особи \mathbf{x}_s в популяции P_g . Применение метода дифференциальной эволюции позволяет выполнять процесс расчёта $m_0^{out}(\mathbf{x}_{s,g})$ с помощью параллельных вычислений с использованием библиотеки Joblib [28] с целью повышения производительности, так как векторы проектных переменных каждой особи не зависят друг от друга.

Блоки 4 – 7 отвечают за процесс генерации новых популяций. В данной работе для этих целей используются алгоритмы [23].

Новая популяция особей $\mathbf{x}_{s,g+1}$ на каждом последующем шаге оптимизации P_{g+1} формируется на основе отбора лучших особей $\mathbf{x}_{s,g}$ из предыдущей популяций $P_g = \{\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_s, \dots, \mathbf{x}_w\}$ и популяции кроссовера $P_g^{cross} = \{\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2, \dots, \mathbf{u}_s, \dots, \mathbf{u}_w\}_g$, который получается путём скрещивания популяции P_g и мутантной популяции $P_g^{mut} = \{\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2, \dots, \mathbf{v}_s, \dots, \mathbf{v}_w\}_g$.

Блок 4. Мутация.

Популяция P_g^{mut} включает в себя мутированные векторы особей $P_g^{mut} = \{\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2, \dots, \mathbf{v}_s, \dots, \mathbf{v}_w\}_g$, каждый из которых вычисляется по формуле:

$$\mathbf{v}_s = \mathbf{x}_s + F_s(\mathbf{x}_{pbest} - \mathbf{x}_s) + F_s(\mathbf{x}_{r1} - \mathbf{x}_{r2}), \quad (9)$$

где: \mathbf{x}_{pbest} – случайно выбранный вектор из группы лучших векторов популяции P_g . Группа лучших векторов формируется по принципу минимального значения целевой функции $m_0^+(\mathbf{x}_{s,g})$, а размер группы лучших векторов определяется настройками алгоритма; \mathbf{x}_{r1} – любой случайный вектор из популяции P_g , кроме самого себя \mathbf{x}_s ; \mathbf{x}_{r2} – любой случайный вектор из объединённой популяции P_g и архива худших решений A ; F_s – коэффициент масштабирования.

Блок 5. Кроссовер.

Векторы популяции кроссовера $\mathbf{P}_g^{cross} = \{\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2, \dots, \mathbf{u}_s, \dots, \mathbf{u}_w\}_g$,
 $\mathbf{u}_s = (u_1, u_2, \dots, u_i, \dots, u_n)_s$ образуются путём скрещивания значений мутантных векторов
 $\mathbf{v}_s = (v_1, v_2, \dots, v_i, \dots, v_n)_s$ популяции $\mathbf{P}_g^{mut} = \{\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2, \dots, \mathbf{v}_s, \dots, \mathbf{v}_w\}_g$ и векторов
 $\mathbf{x}_s = (x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_n)_s$ текущей популяции $\mathbf{P}_g = \{\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_s, \dots, \mathbf{x}_w\}_g$.

Скрещивание осуществляется случайным образом по условию:

$$u_{i,s} = \begin{cases} v_{i,s} & \text{если } U[0,1] \leq CR_s \text{ или } i = i_{rand}, \\ x_{i,s} & \text{наоборот,} \end{cases} \quad (10)$$

где: CR_s – значение скорости кроссовера; $U[0,1]$ – диапазон случайных чисел.

В случае, если после операции мутации и кроссовера новые значения проектных переменных какой-нибудь особи выйдут за заданные пределы варьирования, они будут переназначены по условию:

$$u_i = \begin{cases} \min(x_i) & \text{если } u_i < \min(x_i) \\ \max(x_i) & \text{если } u_i > \max(x_i). \end{cases} \quad (11)$$

Блок 6. Выбор особей и формирование новой популяции.

Выполняется расчёт значений целевых функций векторов кроссовера $m_0^+(\mathbf{u}_{s,g})$ с помощью Цикла 3 и сравнение их значений со значениями целевых функций $m_0^+(\mathbf{x}_{s,g})$ векторов \mathbf{x}_s текущей популяции \mathbf{P}_g . Выбор особей новой популяции \mathbf{P}_{g+1} для следующего шага оптимизации осуществляется по условию:

$$\mathbf{x}_{s,g+1} = \begin{cases} \mathbf{u}_{s,g} & \text{если } m_0^+(\mathbf{u}_{s,g}) \leq m_0^+(\mathbf{x}_{s,g}) \\ \mathbf{x}_{s,g} & \text{наоборот.} \end{cases} \quad (12)$$

Соответственно значения целевых функций, штрафных функций и входных значений взлётной массы каждой особи будут получены для новой популяции по условиям:

$$m_0^{out}(\mathbf{x}_{s,g+1}) = \begin{cases} m_0^{out}(\mathbf{u}_{s,g}) & \text{если } m_0^+(\mathbf{u}_{s,g}) \leq m_0^+(\mathbf{x}_{s,g}), \\ m_0^{out}(\mathbf{x}_{s,g}) & \text{наоборот} \end{cases}; \quad (13)$$

$$m_0^+(\mathbf{x}_{s,g+1}) = \begin{cases} m_0^+(\mathbf{u}_{s,g}) & \text{если } m_0^+(\mathbf{u}_{s,g}) \leq m_0^+(\mathbf{x}_{s,g}), \\ m_0^+(\mathbf{x}_{s,g}) & \text{наоборот} \end{cases}; \quad (14)$$

$$\psi(\mathbf{x}_{s,g+1}) = \begin{cases} \psi(\mathbf{u}_{s,g}) & \text{если } m_0^+(\mathbf{u}_{s,g}) \leq m_0^+(\mathbf{x}_{s,g}) \\ \psi(\mathbf{x}_{s,g}) & \text{наоборот} \end{cases}. \quad (15)$$

На данном этапе осуществляется также и формирование архива худших особей, которые используются при мутации на последующих итерациях оптимизации:

$$A_{g+1} = A + x_{s,g} \text{ если } m_0^+(u_{s,g}) \leq m_0^+(x_{s,g}).$$

При этом формируется множество векторов особей, значение штрафной функции у которых равно нулю $\psi = 0$ по следующему условию:

$$Mxf_g = \emptyset + x_{s,g+1} \text{ если } \psi(x_{s,g+1}) = 0.$$

Блок 7. Сокращение популяции.

Сходимость целевой функции обеспечивается сужением диапазона значений $[m_{0(\min)}^{in} \dots m_{0(\max)}^{in}]$ на каждом последующем шаге оптимизации согласно условию:

$$m_{0g+1(\min)}^{in} = \min(Mxf_g),$$

$$m_{0g+1(\max)}^{in} = \max(Mxf_g).$$

То есть новые границы $[m_{0g+1(\min)}^{in} \dots m_{0g+1(\max)}^{in}]$ для следующего поколения определяются самыми удачными особями ($\psi = 0$).

Если же множество особей с $\psi = 0$ на прошлом шаге оптимизации пустое $Mxf_g = \emptyset$ (то есть все $\psi(x_{g,s}) > 0$), то новый диапазон значений $[m_{0(\min)}^{in} \dots m_{0(\max)}^{in}]$ остаётся таким же, как и в предыдущем поколении:

$$m_{0g+1(\min)}^{in} = m_{0g(\min)}^{in},$$

$$m_{0g+1(\max)}^{in} = m_{0g(\max)}^{in}.$$

При этом на каждом шаге оптимизации происходит сокращение численности популяции за счёт исключения наихудших особей с самыми большими значениями целевой функции $m_0^+(\psi \gg 0)$. Количество оставшихся особей с наименьшим значением m_0^+ на каждом новом шаге оптимизации вычисляется по формуле:

$$w_{g+1} = \text{round} \left[w_0 \left(\frac{w_{\min}}{w_0} \right)^{\frac{w_g}{w_{\max}}} \right], \quad (16)$$

где: w_{\min} – минимальная популяция; w_0 – начальная популяция; w_{\max} – максимальное количество оцениваемых функций; w_g – текущее количество оцениваемых функций.

Если размер новой популяции будет больше, чем количество особей с $\psi = 0$, то популяция будет дополнена особями с наименьшими значениями целевой функции из тех, у которых $\psi \neq 0$.

Входное значение взлётной массы следующего приближения для всякой особи $m_{0s,g+1}^{in}$ является продуктом алгоритма мутации и скрещивания векторов популяции на предыдущем шаге. В случае, если эти действия привели к выходу значения входной

взлётной массы у особи нового поколения $m_{0s,g}^{in}$ за границы нового диапазона значений $[m_{0g+1(\min)}^{in} \dots m_{0g+1(\max)}^{in}]$, то данной особи присваивается граничное значение из данного диапазона.

Таким образом, особи с штрафом $\psi \neq 0$ будут постепенно устраняться в соответствии с процессом сокращения численности популяции, а границы $[m_{0(\min)}^{in} \dots m_{0(\max)}^{in}]$ будут сужаться до достижения сходимости общего процесса оптимизации $m_0^{in} \approx m_0^{out} = m_0^+$.

Блок 8 – проверяет условие сходимости $\max(m_0^+(P_{g+1})) - \min(m_0^+(P_{g+1})) \leq \varepsilon$. В случае невыполнения данного условия выполняются блоки алгоритма 3 – 7 до его сходимости. Схематично сходимость процесса оптимизации показана на рис. 3.

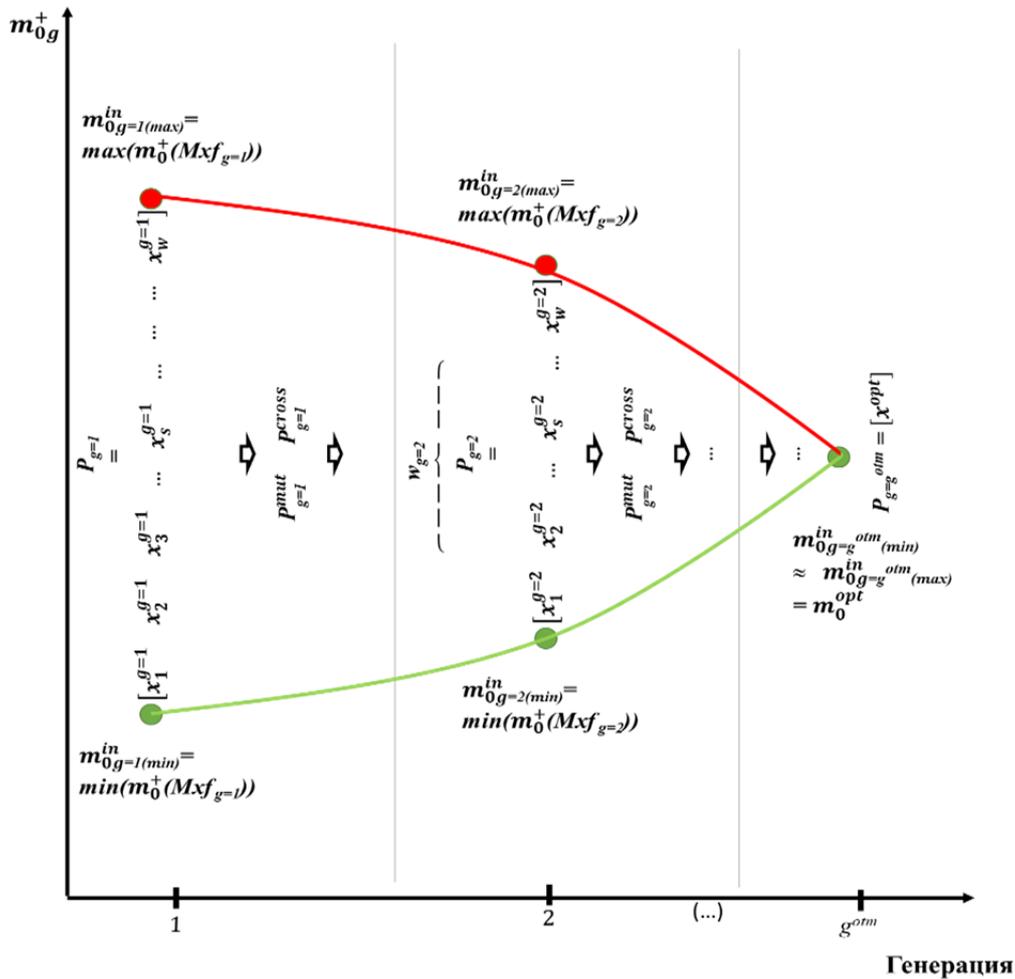


Рис. 3. Схема процесса сходимости целевой функции

Блок 9 – выполняет выбор наилучшей особи из итоговой популяции x^{opt} и соответствующее ему значение целевой функции $m_0^+(x^{opt})$ (в итоге $m_0^+(x^{opt}) = m_0^{out, opt}$). Результатом работы алгоритма является оптимальный набор проектных переменных x^{opt} .

Предлагаемая методика написана на языке Python на основе ПО Spyder с использованием ПО AVL.

Библиографический список

1. Проектирование самолётов / под ред. М.А. Погосяна. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.
2. Raymer D. Aircraft design: A conceptual approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. 1062 p. DOI: 10.2514/4.104909
3. Torenbeek E. Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, 2013. 436 p.
4. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолётов. Т. 1. Весовой расчёт самолёта и весовое планирование. М.: Машиностроение, 1977. 343 с.
5. Комаров В.А., Боргест Н.М., Вислов И.П., Власов Н.В., Козлов Д.М., Корольков О.Н., Майнсков В.Н. Концептуальное проектирование самолёта. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2013. 120 с.
6. Комаров В.А. Точное проектирование // Онтология проектирования. 2012. № 3 (5). С. 8-23.
7. Komarov V.A., Weisshaar T.A. New approach to improving the aircraft structural design process // Journal of Aircraft. 2002. V. 39, Iss. 2. P. 227-233. DOI: 10.2514/2.2943
8. Zhang M., Rizzi A. RDS-SUMO: from lofting to physics-based grids // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2012. V. 84, Iss. 3. P. 140-150. DOI: 10.1108/00022661211221996
9. Комаров В.А., Лукьянов О.Е. Многодисциплинарная оптимизация параметров крыла грузового самолёта // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 3. С. 3-15.
10. Martins J.R.R.A., Kenway G.K.W., Brooks T. Multidisciplinary design optimization of aircraft configurations — Part 2: High-fidelity aerostructural optimization. Lecture series, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Sint-Genesius-Rode, Belgium, May 2016.
11. Bowers P.M. Unconventional aircraft. New York: TAB Books, 1984. 278 p.
12. Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С. Основы автоматизированного проектирования самолётов. М.: Машиностроение, 1986. 232 с.
13. Мальчевский В.В. Матрично-топологический метод синтеза и компоновки самолёта (опыт автоматизации творческой деятельности конструктора). М.: МАИ, 2011. 354 с.
14. Li M., Bai J., Li L., Meng X., Liu Q., Chen B. A gradient-based aero-stealth optimization design method for flying wing aircraft // Aerospace Science and Technology. 2019. V. 92. P. 156-169. DOI: 10.1016/j.ast.2019.05.067
15. Черняев А.В. Применение генетических алгоритмов при проектировании авиационных конструкций из композиционных материалов // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2009. № 7. С. 50-55.
16. Storn R., Price K. Differential evolution: A Simple and efficient adaptive scheme for global optimization over continuous spaces // Journal of Global Optimization. 1997. V. 11. P. 341-359. DOI: 10.1023/A:1008202821328
17. Espinosa Barcenas O.U., Quijada Pioquinto J.G., Kurkina E., Lukyanov O. Multidisciplinary analysis and optimization method for conceptually designing of electric flying-wing unmanned aerial vehicles // Drones. 2022. V. 6, Iss. 10. DOI: 10.3390/drones6100307
18. The General Atomics «Predator MQ-1» UAS. https://barnardmicrosystems.com/UAV/uav_list/predator.html
19. Средневысотный беспилотный летательный аппарат большой продолжительности полёта United 40. <https://vpk.name/library/f/united-40.html>

20. Болховитинов В.Ф. Пути развития летательных аппаратов. М.: Оборонгиз, 1962. 132 с.
21. Корольков О.Н. Уравнение и область существования самолёта // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2001. № 10. С. 45-52.
22. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2000. № 1. С. 31-39.
23. Tanabe R., Fukunaga A. Success-history based parameter adaptation for Differential Evolution // 2023 IEEE Congress on Evolutionary Computation (June, 20-23, 2013, Cancun, Mexico). 2013. P. 71-78. DOI: 10.1109/CEC.2013.6557555
24. Ali M.M., Zhu W.X. A penalty function-based differential evolution algorithm for constrained global optimization // Computational Optimization and Applications. 2013. V. 54. P. 707-739. DOI: 10.1007/s10589-012-9498-3
25. AVL overview. <https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>
26. Viana F.A.C. A tutorial on Latin hypercube design of experiments // Quality and Reliability Engineering International. 2016. V. 32, Iss. 5. P. 1975-1985. DOI: 10.1002/qre.1924
27. Белоцерковский С.М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. М.: Наука, 1965. 244 с.
28. Анвар М. Создание конвейеров данных на Python. Почему альтернатива без кода лучше? <https://www.astera.com/ru/type/blog/data-pipelines-in-python/>

**AUTOMATION OF CONCEPTUAL DESIGN AND MODIFICATION OF AIRCRAFT
TYPE UNMANNED AERIAL VEHICLES USING MULTIDISCIPLINARY
OPTIMIZATION AND EVOLUTIONARY ALGORITHMS.
PART 1: METHODS AND MODELS**

© 2024

- V. A. Komarov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Director of Research and Education Center for Aircraft Structures;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
vkomarov@ssau.ru
- O. E. Lukyanov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Construction and Design;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
lukyanov.oe@ssau.ru
- V. H. Hoang** Postgraduate Student of the Department of Aircraft Construction and Design;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
hunghoang2508@gmail.com
- E. I. Kurkin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Construction and Design;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
kurkin.ei@ssau.ru
- J. G. Quijada Pioquinto** Postgraduate Student of the Department of Aircraft Construction and Design;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
hosekihada@yandex.ru

This paper proposes a method for selecting rational parameters for large-size aircraft-type unmanned aerial vehicles at the initial design stages using an optimization algorithm of differential evolution and numerical mathematical modeling of aerodynamic problems. The method assumes implementation of weight and aerodynamic balance in the main flight modes, it can consider aircraft-type unmanned aerial vehicles with one or two lifting surfaces, applies parallel calculations, and automatically generates a

three-dimensional geometric model of the aircraft appearance based on the optimization results. A method for accelerating by more than three times the process of solving the problem of optimizing aircraft takeoff weight parameters by introducing the target function into the set of design variables is proposed and demonstrated. The results of assessing the reliability of the mathematical models used for aerodynamics and the correct calculation of the target function are presented, taking into account various constraints. A comprehensive check of the operability and effectiveness of the method were considered by solving demonstration problems by optimizing more than ten main design parameters of the appearance of two existing heavy-class unmanned aerial vehicles with known characteristics from open sources. Examples of using the optimization results to modify prototypes are provided.

Unmanned aerial vehicle; appearance; design; takeoff weight; optimization; evolutionary algorithm; aerodynamics; balancing; penalty function; parallel computing.

Citation: Komarov V.A., Lukyanov O.E., Hoang V.H., Kurkin E.I., QuijadaPioquinto J.G. Automation of conceptual design and modification of aircraft type unmanned aerial vehicles using multidisciplinary optimization and evolutionary algorithms. Part 1: Methods and models. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 42-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-42-57

References

1. *Proektirovanie samoletov / pod red. M.A. Pogosyana* [Aircraft design / ed. by M.A. Pogosyan]. Moscow: Innovatsionnoe Mashinostroenie Publ., 2018. 864 p.
2. Raymer D. Aircraft design: A conceptual approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. 1062 p. DOI: 10.2514/4.104909
3. Torenbeek E. Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, 2013. 436 p.
4. Sheynin V.M., Kozlovskiy V.I. *Vesovoe proektirovanie i effektivnost' passazhirskikh samoletov. T. 1. Vesovoy raschet samoleta i vesovoe planirovanie* [Weight design and efficiency of passenger aircraft. V. 1]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1977. 343 p.
5. Komarov V.A., Borgest N.M., Vislov I.P., Vlasov N.V., Kozlov D.M., Korol'kov O.N., Maynskov V.N. *Kontseptual'noe proektirovanie samoleta* [Aircraft conceptual design]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2013. 120 p.
6. Komarov V.A. Concurrent design. *Ontology of Designing*. 2012. No. 3 (5). P. 8-23. (In Russ.)
7. Komarov V.A., Weisshaar T.A. New approach to improving the aircraft structural design process. *Journal of Aircraft*. 2002. V. 39, Iss. 2. P. 227-233. DOI: 10.2514/2.2943
8. Zhang M., Rizzi A. RDS-SUMO: from lofting to physics-based grids. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2012. V. 84, Iss. 3. P. 140-150. DOI: 10.1108/00022661211221996
9. Komarov V.A., Lukyanov O.E. Multidisciplinary optimization of cargo airplane wing parameters. *Polyot. All-Russian Scientific and Technical Journal*. 2018. No. 3. P. 3-15. (In Russ.)
10. Martins J.R.R.A., Kenway G.K.W., Brooks T. Multidisciplinary design optimization of aircraft configurations – Part 2: High-fidelity aerostructural optimization. Lecture series, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Sint-Genesius-Rode, Belgium, May 2016.
11. Bowers P.M. Unconventional aircraft. New York: TAB Books, 1984. 278 p.
12. Eger S.M., Liseytshev N.K., Samoylovich O.S. *Osnovy avtomatizirovannogo proektirovaniya samoletov* [Fundamentals of computer-aided design of aircraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1986. 232 p.
13. Mal'chevskiy V.V. *Matrichno-topologicheskiiy metod sinteza i komponovki samoleta (opyt avtomatizatsii tvorcheskoy deyatel'nosti konstruktora* [Matrix-topological method of synthesis and layout of aircraft (experience of automation of creative activity of the designer)]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2011. 354 p.

14. Li M., Bai J., Li L., Meng X., Liu Q., Chen B. A gradient-based aero-stealth optimization design method for flying wing aircraft. *Aerospace Science and Technology*. 2019. V. 92. P. 156-169. DOI: 10.1016/j.ast.2019.05.067
15. Chernyaev A.V. Use of genetic algorithms to ensure effective design of aircraft elements from composite materials. *Polyot. All-Russian Scientific and Technical Journal*. 2009. No. 7. P. 50-55. (In Russ.)
16. Storn R., Price K. Differential evolution: A Simple and efficient adaptive scheme for global optimization over continuous spaces. *Journal of Global Optimization*. 1997. V. 11. P. 341-359. DOI: 10.1023/A:1008202821328
17. Espinosa Barcenas O.U., Quijada Pioquinto J.G., Kurkina E., Lukyanov O. Multidisciplinary analysis and optimization method for conceptually designing of electric flying-wing unmanned aerial vehicles. *Drones*. 2022. V. 6, Iss. 10. DOI: 10.3390/drones6100307
18. The General Atomics «Predator MQ-1» UAS. Available at: https://barnardmicrosystems.com/UAV/uav_list/predator.html
19. *Srednevysotnyy bespilotnyy letatel'nyy apparat bol'shoy prodolzhitel'nosti poleta United 40* [Medium-altitude long-endurance unmanned aerial vehicle United 40]. Available at: <https://vpk.name/library/f/united-40.html>
20. Bolkhovitinov V.F. *Puti razvitiya letatel'nykh apparatov* [Ways of aircraft evolution]. Moscow: Oborongiz Publ., 1962. 132 p.
21. Korolkov O.N. The equation and the area of existence of an airplane. *Polyot. All-Russian Scientific and Technical Journal*. 2001. No. 10. P. 45-52. (In Russ.)
22. Komarov V.A. Weight analysis of aircraft structures: theoretical foundations. *Polyot. All-Russian Scientific and Technical Journal*. 2000. No. 1. P. 31-39. (In Russ.)
23. Tanabe R., Fukunaga A. Success-history based parameter adaptation for Differential Evolution. *2023 IEEE Congress on Evolutionary Computation (June, 20-23, 2013, Cancun, Mexico)*. 2013. P. 71-78. DOI: 10.1109/CEC.2013.6557555
24. Ali M.M., Zhu W.X. A penalty function-based differential evolution algorithm for constrained global optimization. *Computational Optimization and Applications*. 2013. V. 54. P. 707-739. DOI: 10.1007/s10589-012-9498-3
25. AVL overview. Available at: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>
26. Viana F.A.C. A tutorial on Latin hypercube design of experiments. *Quality and Reliability Engineering International*. 2016. V. 32, Iss. 5. P. 1975-1985. DOI: 10.1002/qre.1924
27. Belotserkovskiy S.M. *Tonkaya nesushchaya poverkhnost' v dozvukovom potoke gaza* [Thin lifting surface in subsonic gas flow]. Moscow: Nauka Publ., 1965. 244 p.
28. Anwar M. *Sozdanie konveyerov dannykh na Python. Pochemu al'ternativa bez koda luchshe?* [Building data pipelines in Python-Why is the no-code alternative better?]. Available at: <https://www.astera.com/ru/type/blog/data-pipelines-in-python/>

МЕТОД ОЦЕНИВАНИЯ УГЛОВОГО УСКОРЕНИЯ ПО ТАНГАЖУ НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ИЗМЕРЕНИЙ УГЛА И УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ТАНГАЖА

© 2024

О. Н. Корсун доктор технических наук, профессор, руководитель научно-образовательного центра;
Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, Москва;
доктор технических наук, профессор,
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
marmotto@rambler.ru

С. Горо аспирант;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
gorosekoi@gmail.com

М. Х. Ом докторант, кандидат технических наук;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
mounghtangom50@gmail.com

Предлагается алгоритм для оценивания углового ускорения по тангажу при наличии шумов измерений. Угловые скорости и углы Эйлера, фиксируемые навигационной системой, интерполируются при помощи Эрмитовых сплайнов третьего порядка, дифференцирование которых позволяет найти оценки углового ускорения по тангажу. В данной работе для сравнения анализируется известный метод численного дифференцирования – метод Поплавского аппроксимации первой производной, основанный на полиномиальной регрессии. Результаты моделирования, полученные с помощью предложенного алгоритма, сравниваются с результатами, полученными с использованием метода Поплавского. Результаты показывают, что предложенный в работе алгоритм оценки углового ускорения по тангажу обеспечивает более высокую точность, в том числе при наличии шумов измерений, за счёт комплексирования информации от двух различных датчиков, измеряющих угол тангажа и угловую скорость по тангажу.

Метод численного дифференцирования; ускорение по тангажу; сплайн Эрмита; метод дифференцирования Поплавского; полётные данные; сглаживание сигналов

Цитирование: Корсун О.Н., Горо С., Ом М.Х. Метод оценивания углового ускорения по тангажу на основе анализа измерений угла и угловой скорости тангажа // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 58-68. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-58-68

Введение

Оценивание аэродинамических коэффициентов имеет большое значение для проектирования систем управления и моделирования лётно-технических характеристик самолёта [1; 2]. При этом необходимо точно оценить угловое ускорение по тангажу. Традиционно угловое ускорение по тангажу может быть оценено путём дифференцирования угловой скорости по тангажу с использованием известных традиционных методов численного дифференцирования. Но выходные сигналы датчиков содержат шумы, то есть случайные погрешности измерений. Метод, предлагаемый в настоящей статье, предполагает измерение двух величин: угла тангажа одним датчиком и угловой скорости другим датчиком. Анализ этих двух измерений может значительно повысить точность и надёжность оценки углового ускорения.

Преимущество такого подхода заключается в повышении точности расчётов ускорения по тангажу, снижении влияния шумов измерений и более точном описании

всей динамики самолёта. Вместе с тем у этого метода есть некоторые ограничения, связанные с повышением вычислительной сложности и необходимости тщательного подбора узлов сплайна.

В целях фильтрации шумов измерений и оценки производных широко используются, например, методы численного дифференцирования, фильтры Калмана и сплайн-аппроксимация [3 – 5].

В задаче численного дифференцирования хорошие результаты даёт известный метод Поплавского [4]. Этот метод обладает способностью к значительному сглаживанию зашумлённых сигналов.

Традиционно методы численного дифференцирования становятся неэффективными при наличии шумов измерений [5; 6]. Метод Поплавского превосходит их в аппроксимации производных при наличии шумов измерений, поскольку использует сглаживание на «скользящем» интервале (окне). Увеличение ширины окна повышает степень сглаживания и подавляет влияние шумов, хотя и искажает в некоторой степени динамические свойства сигнала.

Различные варианты фильтра Калмана в целом дают хорошие результаты, однако как показано в работе [7], простая аппроксимация сплайнами во многих случаях оказывается более эффективной, чем относительно сложный фильтр Калмана. В предлагаемом алгоритме, как и в работе [7], используются преимущества сплайн-аппроксимации, прежде всего свойства Эрмитовых сплайнов третьего порядка.

Описание метода Поплавского

Задача оценивания производных угловой скорости возникла в практике обработки данных лётных испытаний в связи с необходимостью определения аэродинамических моментов, действующих на летательный аппарат в полёте, которые пропорциональны производным соответствующих угловых скоростей летательного аппарата, измеряемых в полёте. Опыт практического определения производных угловых скоростей с использованием алгоритма Поплавского показал, что рациональный выбор длительности «скользящего» интервала («скользящего» окна) обеспечивает компромисс между хорошим сглаживанием шумов и удовлетворительным уровнем динамических погрешностей при аппроксимации сигнала [8; 9]. В формуле Поплавского при оценке первой производной функции $y(t)$ используются сглаживающие полиномы:

$$S = \sum_{j=-m}^m b_j y(t_j) , \quad (1)$$

где $b_j = \frac{5[5(3m^4 + 6m^3 - 3m + 1)j - 7(3m^2 + 3m - 1)j^3]}{h(m^2 - 1)m(m + 2)(4m^2 - 1)(2m + 3)}$; b_j – коэффициенты сглаживающего полинома; m – число, определяющее количество отсчётов в «скользящем» окне;

$h = t_{i+1} - t_i$ интервал дискретизации, c .

Общее число обрабатываемых точек (отсчётов) на «скользящем» интервале $2m + 1$, а длина «скользящего» интервала во времени $2mh$.

Алгоритм аппроксимации кубическим сплайном Эрмита

Для того, чтобы применить формулы Эрмитова сплайна третьего порядка, необходимо сгенерировать узлы в соответствии с интервалом времени обработки и длиной исходного сигнала. Для удобства обычно выбирают узлы таким образом, чтобы интервал между двумя узлами был постоянным [10 – 13].

Пусть требуется аппроксимировать некоторую скалярную функцию $f(x)$, определённую на интервале $x \in [x_1, x_M]$. Пусть на этом интервале заданы M значений $x_j, j = 1, 2, \dots, M$, которые называются узлами сплайна. Тогда для точки, принадлежащей отрезку $[x_i, x_{i+1}]$, значение аппроксимирующего сплайна рассчитывается по формуле [10; 14]:

$$S(x) = \varphi_1(t)f_i + \varphi_2(t)f_{i+1} + \varphi_3(t)h_i f'_i + \varphi_4(t)h_i f'_{i+1}, \quad (2)$$

где $f_i = f(x_i)$, $f'_i = f'(x_i)$, $f_{i+1} = f(x_{i+1})$, $f'_{i+1} = f'(x_{i+1})$,

$$\varphi_1(t) = (1-t)^2(1+2t), \varphi_2(t) = t^2(3-2t), \varphi_3(t) = t(1-t)^2,$$

$$\varphi_4(t) = -t^2(1-t), h_i = x_{i+1} - x_i, t = (x - x_i)/h_i.$$

Такой сплайн на всем отрезке $x \in [x_1, x_M]$ является непрерывной скалярной функцией, и имеет непрерывную первую производную [14 – 17]. Этим выбором определяются свойства гладкости формируемых управлений. Значения аппроксимируемой функции и её производной в узлах сплайна формируют вектор априорно неизвестных параметров, однозначно описывающих сплайн [18; 19].

Постановка задачи

Из общей математической модели движения летательного аппарата [20] выбраны следующие уравнения, которые описывают движение в каналах тангажа и крена:

$$\frac{d\vartheta(t)}{dt} = \omega_y(t) \sin \gamma(t) + \omega_z(t) \cos \gamma(t), \quad (3)$$

$$\frac{d\gamma(t)}{dt} = \omega_x(t) - tg\vartheta(t) [\omega_y(t) \cos \gamma(t) - \omega_z(t) \sin \gamma(t)], \quad (4)$$

$$X(t) = [\vartheta(t), \gamma(t)]^T,$$

$$U(t) = [\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t)]^T,$$

где $X(t)$ – вектор состояния; $\vartheta(t), \gamma(t)$ – угол тангажа и угол крена; $U(t)$ – вектор параметров управления; $\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t)$ – угловая скорость по крену, угловая скорость по рысканию и угловая скорость по тангажу, соответственно.

Для применения предлагаемого метода определения производной угла тангажа допустим, что боковое движение пренебрежимо мало, то есть угол крена и угловые скорости крена и рыскания в уравнениях (3) и (4) равны нулю. Тогда модель объекта принимает следующий вид:

$$\frac{d\vartheta(t)}{dt} = \omega_z(t), \quad (5)$$

$$X(t) = \vartheta(t),$$

$$U(t) = \omega_z(t).$$

На рис. 1 представлены сигналы, использованные в данном исследовании для оценивания углового ускорения по тангажу по предложенному алгоритму. Используются как угол тангажа, так и угловая скорость по тангажу при условии наличия шумов измерений. Следует отметить, что для оценивания углового ускорения по тангажу методом Поплавского требуется только угловая скорость по тангажу также при наличии шумов измерений.

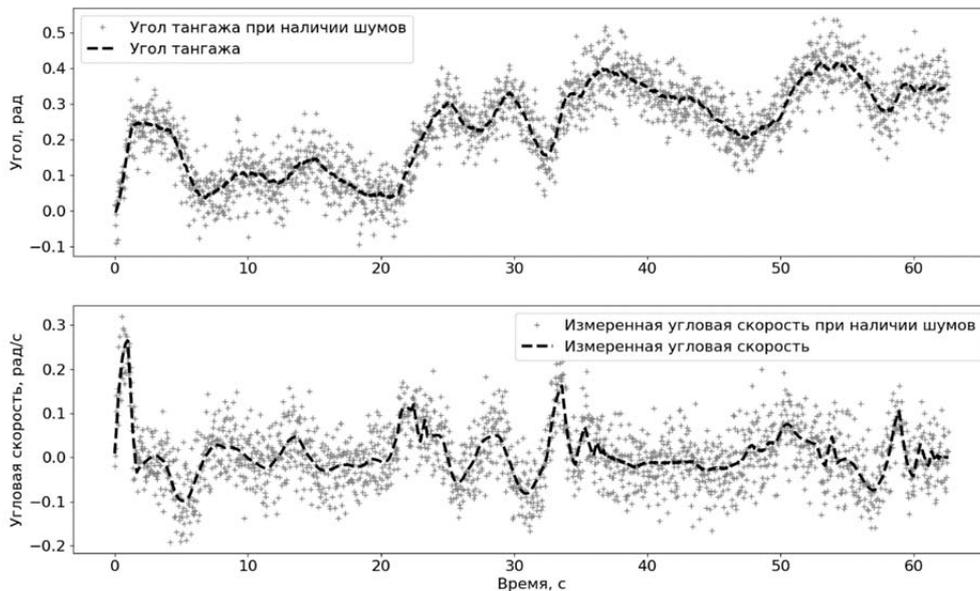


Рис. 1. Сигналы, необходимые для оценивания углового ускорения по тангажу

Алгоритм оценивания углового ускорения по тангажу

Вывод расчётных формул предложенного алгоритма осуществлялся с учётом формулы (2), используемой для интерполяции сигнала тангажа Эрмитовым сплайном 3-го порядка. С учётом (1) был предложен алгоритм оценивания первой и второй производных, где исходный угол тангажа на участке между рассматриваемыми узлами обозначен f_i и f_{i+1} , а угловая скорость тангажа f'_i и f'_{i+1} . Угловое ускорение $y''(x)$ по тангажу оценивается с помощью следующих формул:

$$y(x) = \alpha_0 + \alpha_1 \frac{(x-x_i)}{h_i} + \alpha_2 \frac{(x-x_i)^2}{h_i^2} + \alpha_3 \frac{(x-x_i)^3}{h_i^3}, \quad (7)$$

$$y'(x) = \frac{\alpha_1}{h_i} + 2\alpha_2 \frac{(x-x_i)}{h_i^2} + 3\alpha_3 \frac{(x-x_i)^2}{h_i^3}, \quad (8)$$

$$y''(x) = \frac{2\alpha_2}{h_i^2} + 6\alpha_3 \frac{(x-x_i)}{h_i^3}, \quad (9)$$

где $\alpha_0 = f_i$; $\alpha_1 = f'_i h_i$; $\alpha_2 = -3f_i + 3f_{i+1} - 2f'_i h_i - f'_{i+1} h_i$; $\alpha_3 = 2f_i - 2f_{i+1} + f'_i h_i + f'_{i+1} h_i$;
 $y''(x)$ – оценка углового ускорения по тангажу.

Для оценивания углового ускорения по тангажу моделировался участок полёта длительностью 64 с при частоте дискретизации 16 Гц. Для сплайн-аппроксимации задавались 120 узлов. Случайные погрешности по тангажу и угловой скорости моделировались гауссовским случайным процессом с нулевым математическим ожиданием и среднеквадратическими отклонением соответственно 0,05 рад и 0,05 рад/с. Сравнение выполнялось для трёх наборов экспериментальных результатов путём изменения длительности «скользящего» окна при использовании метода Поплавского.

Экспериментальные результаты

Задача 1

Результаты, полученные при оценивании углового ускорения по тангажу, представлены на рис. 2. Здесь параметр «скользящего» окна, используемого в методе Поплавского, $m = 11$, что соответствует длительности окна $T_{\text{окна}} = 2mh = 2 \cdot 11(1/16) \approx 1,4$ с.

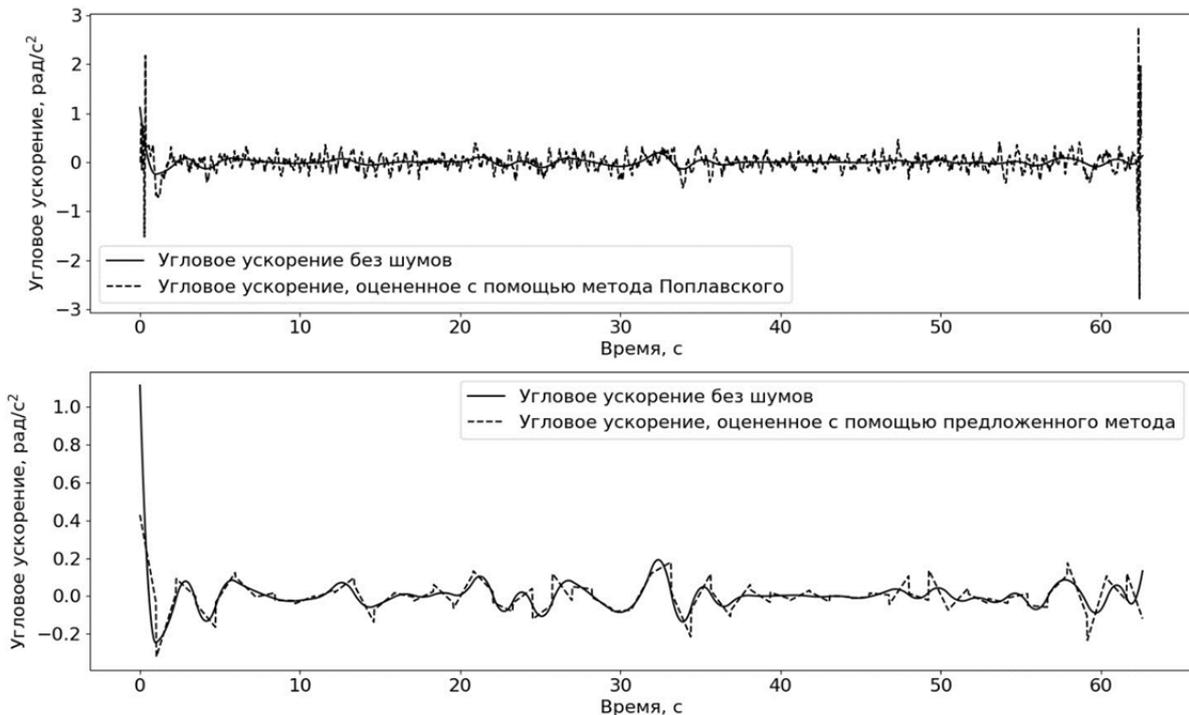


Рис. 2. Истинные значения углового ускорения по тангажу и оценки, полученные предложенным методом и методом Поплавского

Значения среднеквадратического отклонения (СКО), оценивающие эффективность предложенного метода и метода Поплавского, представлены в табл. 1.

Таблица 1. Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и расчётными сигналами

$m = 11$		
№	Описание параметра	СКО (рад/с ²)
1.	Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и сигналом, оценённым предложенным методом	0,0667
2.	Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и сигналом, оценённым методом Поплавского	0,1641

Согласно результатам, представленным в табл. 1, очевидно, что предложенный метод проявляет лучшую эффективность, чем метод Поплавского. Следует отметить, что среднеквадратические отклонения оценённого углового ускорения по тангажу при применении предложенного метода, представленные в табл. 1, рассчитаны с использованием всего интервала обработки. Согласно рис. 1, очевидно, что метод Поплавского недостаточно эффективен для получения точных производных в граничных точках. Предлагается при расчёте среднеквадратических отклонений обрезать левую и правую границы скользящего окна в соответствии с его размером.

Задача 2

В задаче 2 длительность «скользящего» окна, используемого в методе Поплавского, равна примерно 2 с, что соответствует значению параметра $m = 15$. Оценённые угловые ускорения по тангажу представлены на рис. 3.

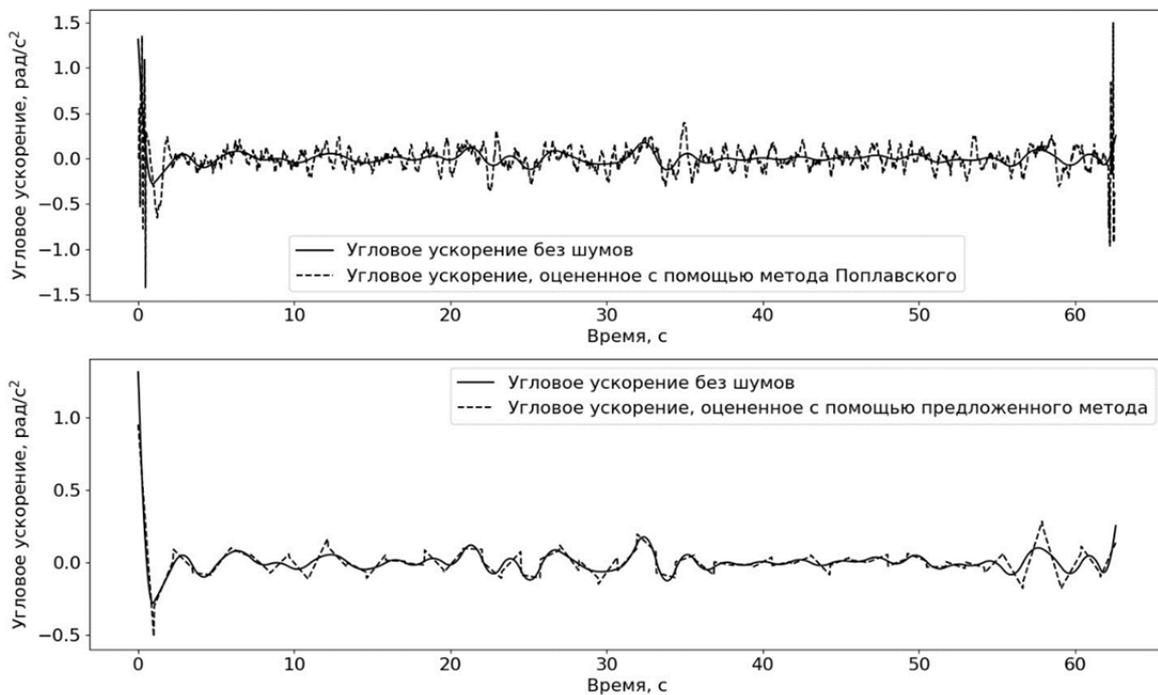


Рис. 3. Истинные значения углового ускорения по тангажу и оценки, полученные предложенным методом и методом Поплавского

Значения среднеквадратического отклонения, оценивающие эффективность предложенного метода и метода Поплавского, представлены в табл. 2.

Таблица 2. Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и расчётными сигналами

$m = 15$		
№	Описание параметра	СКО (рад/с ²)
1.	Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и сигналом, оценённым предложенным методом	0,0664
2.	Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и сигналом, оценённым методом Поплавского	0,1251

Согласно результатам, представленным на рис. 3 и в табл. 2, очевидно, что метод Поплавского сглаживает зашумлённый сигнал лучше благодаря увеличению размера «скользящего» окна ($m=15$), однако предложенный метод сохраняет преимущество.

Задача 3

Для значения «скользящего» окна в методе Поплавского $T_{\text{окна}} = 2mh = 2 \cdot 30(1/16) \approx 4$ с (соответствует параметру $m=30$) оценённые угловые ускорения по тангажу представлены на рис. 4.

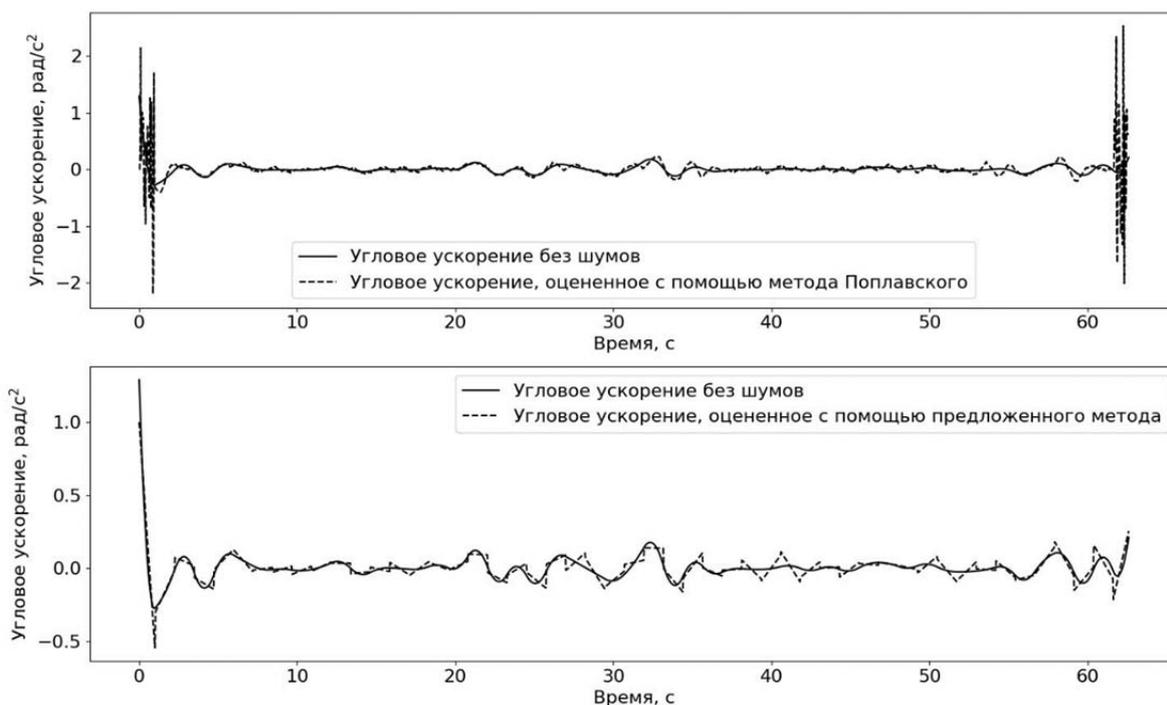


Рис. 4. Истинные значения углового ускорения по тангажу и оценки, полученные предложенным методом и методом Поплавского

Значения среднеквадратического отклонения, оценивающие эффективность предложенного метода и метода Поплавского, представлены в табл. 3.

Таблица 3. Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и расчётными сигналами

$m = 30$		
№	Описание параметра	СКО (рад/с ²)
1.	Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и сигналом, оценённым предложенным методом	0,0675
2.	Среднеквадратическое отклонение между истинным сигналом и сигналом, оценённым методом Поплавского	0,0796

Из табл. 3 видно, что увеличение длительности «скользящего» окна в методе Поплавского (в Задаче 3 $m = 30$) обеспечивает снижение влияния шумов, хотя предложенный алгоритм по-прежнему сохраняет преимущество.

Заключение

В данной статье предложен новый алгоритм для оценивания углового ускорения по тангажу с использованием угла тангажа и угловой скорости по тангажу, который повышает точность при наличии случайных погрешностей. Результаты предложенного метода были сравнены с результатами, полученными с помощью известного метода Поплавского. Предложенный метод, основанный на Эрмитовых кубических сплайнах, обеспечивает значительно более точную оценку углового ускорения по тангажу без погрешностей в граничных точках. Погрешности оценивания в граничных точках появляются при использовании метода Поплавского и влияют на точность оценки углового ускорения. Предложенный метод, основанный на сплайнах Эрмита, использует угол тангажа и угловую скорость по тангажу, которые можно легко оценить или измерить с помощью датчиков. Предложенный в настоящей работе численный метод обеспечивает более точную оценку углового ускорения по тангажу.

Библиографический список

1. Ahmad M., Hussain Z.L., Shah S.I.A., Shams T.A. Estimation of stability parameters for wide body aircraft using computational techniques // Applied Sciences. 2021. V. 11, Iss. 5. DOI: 10.3390/app11052087
2. Mehra R.K., Stepner D.E., Tyler J.S. Maximum likelihood identification of aircraft stability and control derivatives // Journal of Aircraft. 1974. V. 11, Iss. 2. P. 81-89. DOI: 10.2514/3.60327
3. Sharifi M.A., Seif M.R., Hadi M.A. A comparison between numerical differentiation and Kalman filtering for a Leo satellite velocity determination // Artificial Satellites. 2013. V. 48, Iss. 3. P. 103-110. DOI: 10.2478/arsa-2013-0009
4. Васильченко К.К., Леонов В.А., Пашковский И.М., Поплавский Б.К. Лётные испытания самолётов. М.: Машиностроение, 1996. 719 с.
5. Cheng J., Jia X.Z., Wang Y.B. Numerical differentiation and its applications // Inverse Problems in Science and Engineering. 2007. V. 15, Iss. 4. P. 339-357. DOI: 10.1080/17415970600839093
6. Othmane A., Kiltz L., Rudolph J. Survey on algebraic numerical differentiation: historical developments, parametrization, examples, and applications // International Journal

of Systems Science. 2022. V. 53, Iss. 9. P. 1848-1887.
DOI: 10.1080/00207721.2022.2025948

7. Korsun O.N., Goro S., Om M.H. A comparison between filtering approach and spline approximation method in smoothing flight data // *Aerospace Systems*. 2023. V. 6. P. 473-480.
DOI: 10.1007/s42401-023-00201-0

8. Schum D.J. Noise reduction via signal processing // *The Hearing Journal*. 2003 V. 56, Iss. 5. P. 27-32. DOI: 10.1097/01.HJ.0000293885.26777.b5

9. Корсун О.Н., Стуловский А.В. Восстановление параметров движения летательного аппарата с использованием алгоритмов оптимального управления // *Известия Российской академии наук. Теория и системы управления*. 2023. № 1. С. 44-55. DOI: 10.31857/S0002338823010055

10. Завьялов Ю.С., Квасов Б.И., Мирошниченко В.Л. *Методы сплайн-функций*. М.: Наука, 1980. 352 с.

11. Unser M. Splines: a perfect fit for signal and image processing // *IEEE Signal Processing Magazine*. 1999. V. 16, Iss. 6. P. 22-38. DOI: 10.1109/79.799930

12. Chan V., Tsui K.-W., Wei Y., Zhang Zh., Deng X. Efficient estimation of smoothing spline with exact shape constraints // *Statistical Theory and Related Fields*. 2021. V. 5, Iss. 1. P. 55-69. DOI: 10.1080/24754269.2020.1722604

13. Svoboda M., Matiu-Iovan L., Frigura-Iliasa F.M., Andea P. B-spline interpolation technique for digital signal processing // *International Conference on Information and Digital Technologies* (July, 07-09, 2015, Zilina, Slovakia). 2015. P. 366-371. DOI: 10.1109/DT.2015.7222998

14. Hou H., Andrews H. Cubic splines for image interpolation and digital filtering // *IEEE Transactions on Acoustics, Speech, and Signal Processing*. 1978. V. 26, Iss. 6. P. 508-517. DOI: 10.1109/TASSP.1978.1163154

15. Гуторов А.С., Кукин А.Е. Алгоритм оценки данных траектории цели с применением сглаживающего сплайна // *Вестник науки и образования*. 2018. Т. 1, № 7(43). С. 11-14.

16. Mirzaev A., Khalilov S. Digital signal processing based on spline functions // *International Conference on Information Science and Communications Technologies* (November, 04-06, 2019, Tashkent, Uzbekistan). 2019. DOI: 10.1109/ICISCT47635.2019.9012038

17. Ezhov N., Neitzel F., Petrovic S. Spline approximation, Part 2: From polynomials in the monomial basis to B-splines—A derivation // *Mathematics*. 2021. V. 9, Iss. 18. DOI: 10.3390/math9182198

18. Mier Muth A.M., Willsky A.S. A sequential method for spline approximation with variable knots // *International Journal of Systems Science*. 1978. V. 9, Iss. 9. P. 1055-1067. DOI: 10.1080/00207727808941759

19. Elschner J. On spline approximation for singular integral equations on an interval // *Mathematische Nachrichten*. 1988. V. 139, Iss. 1. P. 309-319. DOI: 10.1002/mana.19881390128

20. *Динамика полёта* / под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Машиностроение, 2011. 775 с.

DEVELOPMENT OF THE NUMERICAL DIFFERENTIATION METHOD FOR APPROXIMATING PITCH ACCELERATION USING SENSOR FUSION APPROACH

© 2024

- O. N. Korsun** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Scientific and Educational Center;
State Scientific Research Institute of Aviation, Moscow, Russian Federation;
Professor, Department of Design and Certification of Aircraft Engineering;
Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow,
Russian Federation;
marmotto@rambler.ru
- S. Goro** Postgraduate Student, Department of Design and Certification
of Aircraft Engineering;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
gorosekoi@gmail.com
- M. H. Om** Candidate of Science (Engineering), Ph.D., Post-doctoral candidate,
Department of Design and Certification of Aircraft Engineering;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
mounhtangom50@gmail.com

In this paper, a novel algorithm is proposed to accurately estimate pitch acceleration that is crucial for moment coefficient estimation of the mathematical model of aircraft and control design in the presence of measurement noise. The angular velocity of the body as well as the Euler angles provided by the navigation system are used to interpolate the attitude trajectories using an algorithm based on the Hermite-spline polynomial. By differentiating the resultant trajectory function, the angular acceleration can be estimated accurately. This paper also analyzes a well-known method-Poplavski method based on polynomial regression, developed by the Russian scientist B.K. Poplavski to estimate derivatives. The simulation results obtained from the novel algorithm are compared with those obtained using the Poplavski method. The results verified that the novel algorithm that uses both pitch angle and angular velocity provides better accuracy in estimating pitch acceleration than the Poplavski method does, regardless of the sampling rate, which is very important in numerical differentiation and the noise level.

Numerical differentiation method; pitch acceleration; Hermite-spline; Poplavski method; flight data; smoothing of signals

Citation: Korsun O.N., Goro S., Om M.H. Development of the numerical differentiation method for approximating pitch acceleration using sensor fusion approach. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 58-68. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-58-68

References

1. Ahmad M., Hussain Z.L., Shah S.I.A., Shams T.A. Estimation of stability parameters for wide body aircraft using computational techniques. *Applied Sciences*. 2021. V. 11, Iss. 5. DOI: 10.3390/app11052087
2. Mehra R.K., Stepner D.E., Tyler J.S. Maximum likelihood identification of aircraft stability and control derivatives. *Journal of Aircraft*. 1974. V. 11, Iss. 2. P. 81-89. DOI: 10.2514/3.60327
3. Sharifi M.A., Seif M.R., Hadi M.A. A comparison between numerical differentiation and Kalman filtering for a Leo satellite velocity determination. *Artificial Satellites*. 2013. V. 48, Iss. 3. P. 103-110. DOI: 10.2478/arsa-2013-0009
4. Vasil'chenko K.K., Leonov V.A., Pashkovskiy I.M., Poplavskiy B.K. *Letnye ispytaniya samoletov* [Aircraft flight tests]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1996. 719 p.

5. Cheng J., Jia X.Z., Wang Y.B. Numerical differentiation and its applications. *Inverse Problems in Science and Engineering*. 2007. V. 15, Iss. 4. P. 339-357. DOI: 10.1080/17415970600839093
6. Othmane A., Kiltz L., Rudolph J. Survey on algebraic numerical differentiation: historical developments, parametrization, examples, and applications. *International Journal of Systems Science*. 2022. V. 53, Iss. 9. P. 1848-1887. DOI: 10.1080/00207721.2022.2025948
7. Korsun O.N., Goro S., Om M.H. A comparison between filtering approach and spline approximation method in smoothing flight data. *Aerospace Systems*. 2023. V. 6. P. 473-480. DOI: 10.1007/s42401-023-00201-0
8. Schum D.J. Noise reduction via signal processing. *The Hearing Journal*. 2003 V. 56, Iss. 5. P. 27-32. DOI: 10.1097/01.HJ.0000293885.26777.b5
9. Korsun O.N., Stulovsky A.V. Recovery of aircraft motion parameters using the optimal control algorithms. *Journal of Computer and Systems Sciences International*. 2023. V. 62, Iss. 1. P. 61-72. DOI: 10.1134/S1064230723010057
10. Zav'yalov Yu.S., Kvasov B.I., Miroshnichenko V.L. *Metody splayn-funktsiy* [Methods of spline-functions]. Moscow: Nauka Publ., 1980. 352 p.
11. Unser M. Splines: a perfect fit for signal and image processing. *IEEE Signal Processing Magazine*. 1999. V. 16, Iss. 6. P. 22-38. DOI: 10.1109/79.799930
12. Chan V., Tsui K.-W., Wei Y., Zhang Zh., Deng X. Efficient estimation of smoothing spline with exact shape constraints. *Statistical Theory and Related Fields*. 2021. V. 5, Iss. 1. P. 55-69. DOI: 10.1080/24754269.2020.1722604
13. Svoboda M., Matiu-Iovan L., Frigura-Iliasa F.M., Andea P. B-spline interpolation technique for digital signal processing. *International Conference on Information and Digital Technologies (July, 07-09, 2015, Zilina, Slovakia)*. 2015. P. 366-371. DOI: 10.1109/DT.2015.7222998
14. Hou H., Andrews H. Cubic splines for image interpolation and digital filtering. *IEEE Transactions on Acoustics, Speech, and Signal Processing*. 1978. V. 26, Iss. 6. P. 508-517. DOI: 10.1109/TASSP.1978.1163154
15. Gutorov A.S., Kukin A.E. Algorithm of target trajectory data estimation using a smoothing spline. *Vestnik Nauki i Obrazovaniya*. 2018. V. 1, no. 7 (43). P. 11-14. (In Russ.)
16. Mirzaev A., Khalilov S. Digital signal processing based on spline functions. *International Conference on Information Science and Communications Technologies (November, 04-06, 2019, Tashkent, Uzbekistan)*. 2019. DOI: 10.1109/ICISCT47635.2019.9012038
17. Ezhov N., Neitzel F., Petrovic S. Spline approximation, Part 2: From polynomials in the monomial basis to B-splines—A derivation. *Mathematics*. 2021. V. 9, Iss. 18. DOI: 10.3390/math9182198
18. Mier Muth A.M., Willsky A.S. A sequential method for spline approximation with variable knots. *International Journal of Systems Science*. 1978. V. 9, Iss. 9. P. 1055-1067. DOI: 10.1080/00207727808941759
19. Elschner J. On spline approximation for singular integral equations on an interval. *Mathematische Nachrichten*. 1988. V. 139, Iss. 1. P. 309-319. DOI: 10.1002/mana.19881390128
20. *Dinamika poleta* [Flight dynamics / ed. by G.S. Byushgens]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2011. 775 p.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ДЕМПФИРОВАНИЯ ОПОРЫ С УПРУГИМ КОЛЬЦОМ ПРИ ГАРМОНИЧЕСКОМ ВОЗДЕЙСТВИИ

© 2024

- Д. С. Дилигенский** кандидат технических наук, доцент кафедры инженерной графики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; diligen@mail.ru
- Д. С. Лежин** кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ldms@mail.ru
- Д. К. Новиков** доктор технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; novikovdk_ssau@mail.ru
- Чэн Ло** аспирант кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; clpe@mail.nwpu.edu.cn

Исследуется возможность определения коэффициента демпфирования опоры с упругим кольцом на основе сил сухого трения с использованием специального испытательного стенда. Вынужденная возбуждающая сила задаётся колебаниями компактного динамика, устанавливаемого сверху на колеблющуюся массу через П-образную перекладину. Объектом исследования является демпфер с упругим кольцом, представляющим собой тонкостенное кольцо с равномерно распределёнными выступами внутри и снаружи, расположенными в шахматном порядке. Коэффициент демпфирования оценивается с помощью приспособления для имитации опоры ротора, датчика ускорения, динамика-возбудителя, контроллера и обрабатывающей станции. Оценка величины демпфирования производится по ширине пика на резонансной частоте. Приведено сравнение величины коэффициента демпфирования, полученного по анализу резонансного пика и по скорости затухания при ударном эксперименте.

Демпфер; упругое кольцо; коэффициент демпфирования; амплитудно-частотная характеристика; сухое трение

Цитирование: Дилигенский Д.С., Лежин Д.С., Новиков Д.К., Ло Ч. Экспериментальное определение коэффициента демпфирования опоры с упругим кольцом при гармоническом воздействии // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 69-81.
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-69-81

Введение

Для снижения уровня амплитуды колебаний, возникающих в роторах, используют различные устройства демпфирования, которые устанавливаются в узлах опоры. Один из наиболее простых по конструкции, но эффективных типов таких устройств – это демпферы с упругими кольцами. Конструкция такого демпфера содержит один упругий элемент (в некоторых случаях два), который представляет собой тонкостенное кольцо с гладкими выступами, равномерно распределёнными по окружности внутри и снаружи, причем выступы располагаются в шахматном порядке (рис. 1).

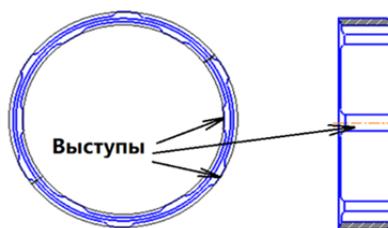


Рис. 1. Упругий элемент демпфера

Целью настоящей работы является проверка возможности экспериментального определения коэффициента демпфирования такого устройства на специальном стенде (рис. 2), оборудованном приспособлением для имитации опоры, датчиком ускорения, динамиком-возбудителем, контроллером и обрабатывающей станцией.

Приспособление включает в себя неподвижное кольцо корпуса, жёстко соединяемое с опорной плитой. Внутри корпуса устанавливается массивный стальной блин, имитирующий нагрузку от ротора (колеблющаяся масса). Между указанными двумя элементами установлено упругое демпферное кольцо, которое на принципиальной схеме (рис. 2) представлено в виде элемента жёсткости и демпфирования, масса которого пренебрежимо мала.

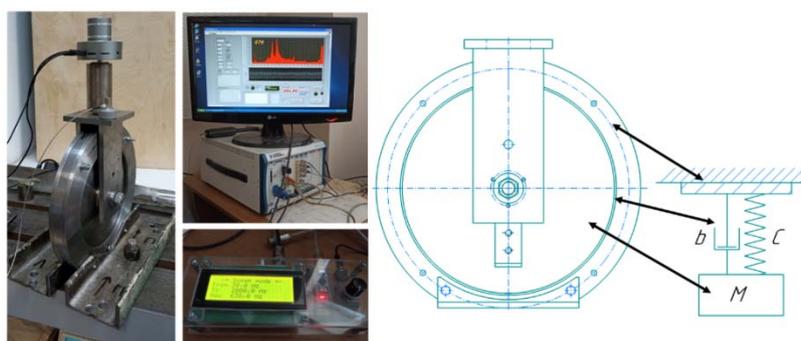


Рис. 2. Общий вид стенда и принципиальная схема приспособления

Вынужденная возбуждающая сила задаётся колебанием динамика, устанавливаемого сверху на колеблемую массу через П-образную перекладину. Перемещение задаётся в одноосной постановке, строго вертикально. Частота и амплитуда, генерируемые динамиком, задаются специально спроектированным для данного стенда контроллером.

Экспериментальная установка

Для исследования амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) демпфера была создана экспериментальная установка, структурная схема которой представлена на рис. 3. Установка состоит из генераторной и измерительной частей. Для удобства проведения исследований АЧХ и обеспечения возможности автоматизации экспериментального исследования демпфера генерирующая часть выполнена как функционал генератора качающейся частоты (ГКЧ) и согласована с измерительной частью установки.

Непосредственно генератор создан на базе микросхемы AD9833. Управление этой микросхемой, задание начальных параметров, визуализацию данных, согласование с измерительной частью осуществляет контроллер ARDUINO NANO. Измерительная часть создана на базе платформы PXI фирмы National Instruments и модуля ввода-вывода NI-PXI 4461.

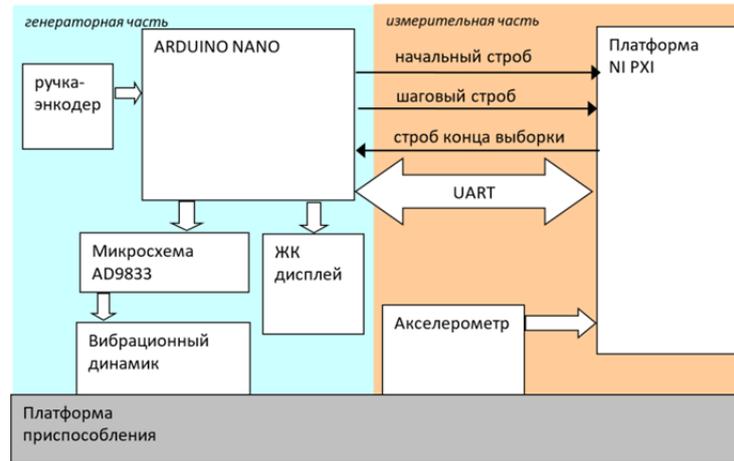


Рис. 3. Структурная схема установки для исследования амплитудно-частотной характеристики демпфера

В качестве возбудителя использовался вибрационный динамик, устанавливаемый непосредственно на платформе приспособления для имитации опоры. Первичный преобразователь измерительной части представлен вибропреобразователем AP-2037 от GLOBALTEST (г. Саров).

Микросхема AD9833 реализует метод прямого цифрового синтеза (DDS – Direct Digital Synthesizer), позволяющий получить аналоговый сигнал за счёт генерации временной последовательности цифровых отсчётов и их дальнейшего преобразования в аналоговую форму посредством цифро-аналогового преобразователя (ЦАП). При этом сами отсчёты хранятся в постоянном запоминающем устройстве (ПЗУ) микросхемы в цифровом виде в форме таблицы и его формирование заключается в обращении в нужный момент времени к определенному адресу таблицы. Микросхема производит генерацию синусоидальных импульсов изменяемой частоты.

Автономность работы генерирующей части обеспечивается наличием собственного жидкокристаллического дисплея, отображающего все настраиваемые параметры и текущие рабочие параметры. Управление микросхемой AD9833 и дисплеем производится посредством ручки-энкодера.

Программирование состояния микросхемы AD9833, энкодера и дисплея осуществляется с контроллера ARDUINO NANO. За основу программного кода взята разработка [1].

В использованный программный код введён ряд изменений: шаг изменения частоты уменьшен до 0,1 Гц, изменён порядок работы с регистрами задания частоты, организована передача данных на измерительную часть. Кроме того, выполнено программное согласование с измерительной частью установки: добавлен интерфейс LabView, создана система синхронизации с платформой PXI, организована передача данных с генераторной части на компьютер PXI. Синхронизация заключается в формировании начального синхростроба, передаваемого на платформу PXI при начале работы в режиме сканирования, и формировании шагового синхростроба при каждом изменении задаваемой частоты. Эти стробы позволяют синхронизировать запуск измерений с генерацией. Кроме того, программный код позволяет осуществлять ожидание изменения шага частоты до окончания измерений, что характеризуется приёмом стробирующего импульса от платформы PXI по окончании цикла измерений. Генерацию синхростробов производит аппаратная платформа ARDUINO. Передача синхростробов на PXI производится по специальным синхронизирующим линиям.

Работа измерительной части на платформе PXI регламентируется программой, выполненной на LabView. Работа программы начинается после приёма начального синхростроба от контроллера ARDUINO. Измерительный канал настроен на прием N выборок с датчика AP-2037, запускаемый по шаговому стробу. По окончании измерений программа формирует строб окончания выборки и передает его на контроллер NANO.

В общем виде работа по определению АЧХ на данной установке выглядит следующим образом. Запускается программа на платформе PXI. Генераторная часть запитывается от компьютера PXI, поэтому она уже включена и готова к работе. Сопряжение генераторной и измерительной частей производится по последовательному интерфейсу передачи данных UART. Перед началом генерации необходимо задать исходные параметры: начальную частоту, конечную частоту, шаг изменения частоты, минимальное время генерации на каждой установке частоты. Это осуществляется посредством ручки-энкодера, все параметры отображаются на ЖК-дисплее генераторной части. Впоследствии генераторная часть будет обрабатывать на выходе, к которому подсоединен вибрационный динамик, генерацию переменной частоты от минимального значения с заданным шагом и минимальным временем генерации до максимального значения. Запуск генерации осуществляется посредством той же ручки-энкодера, при этом от начального синхростроба автоматически запускается измерительный канал. Генератор выдает на динамик задаваемое минимальное значение частоты. Одновременно с этим по каналу последовательной передачи данных на компьютер PXI передается значение генерируемой частоты. По шаговому синхростробу запускается сбор N выборок платформой PXI, по окончании чего происходит передача на генератор строба о завершении выборки. Если время этой выборки больше заданного минимального времени генерации на одном шаге, генератор ожидает этот строб и не меняет частоту. Если время выборки меньше заданного минимального времени, генератор производит генерацию на этой частоте в течение минимального заданного времени, после чего увеличивает значение генерируемой частоты на величину шага. Весь цикл повторяется.

Программа после получения генерируемого значения частоты и окончания выборки N значений с датчика на этой частоте производит усреднение измеренных значений, передает усредненное значение на диаграмму АЧХ и записывает его в файл.

По окончании цикла сканирования частоты при достижении максимального задаваемого значения частоты генератор возвращается на минимальное задаваемое значение, и цикл сканирования начинается снова.

Определение демпфирования по амплитудно-частотной характеристике

Экспериментальное определение коэффициента демпфирования состояло в анализе формы АЧХ опоры (рис. 4). Была проведена серия тестов с плавным увеличением частоты от 10 Гц до 4000 Гц с различной возбуждаемой массой, для чего на П-образной перекладине имеется специальный переходник с резьбой М8.

В результате эксперимента по максимуму амплитуды колебаний A_{\max} определяется резонансная частота $f_{\text{рез}}$ колебаний. Затем на основе полученных данных вычисляется ширина резонансного пика Δf , что позволяет рассчитать логарифмический декремент колебаний η по формуле:

$$\eta = \frac{\pi \Delta f}{f_{\text{рез}}}, \quad (1)$$

где $f_{\text{рез}}$ – резонансная частота; $\Delta f = f_1 - f_2$ – ширина резонансной кривой, а частоты f_1 и f_2 выбираются исходя из фактической формы резонансного пика и определяются на уровне $0,707 A_{\text{рез}}$ (рис. 4, а). Используя связь между коэффициентом демпфирования и логарифмическим декрементом колебаний [2], можно проанализировать данные амплитудно-частотной характеристики.

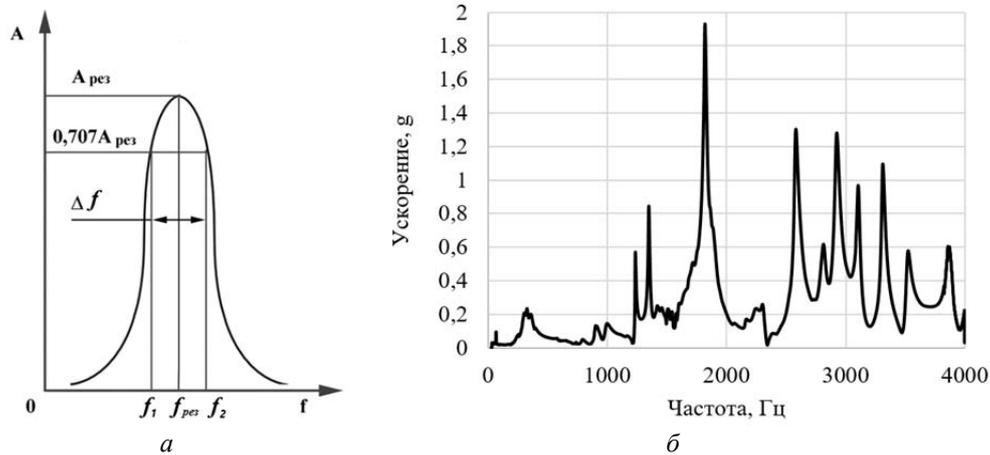


Рис. 4. Амплитудно-частотная характеристика:
а – теоретическая форма резонанса; б – фактическая форма

Для этого воспользуемся следующим соотношением для коэффициента демпфирования d и логарифмического декремента затухания η :

$$d = \frac{2\eta mk}{\sqrt{\pi^2 + \eta^2}}, \quad (2)$$

где m – масса вибратора демпфера; k – собственная частота колебаний системы.

Таким образом, зная массу m , величину жёсткости C упругого кольца и определив из эксперимента Δf и $f_{\text{рез}}$, можно по формуле (1) рассчитать декремент затухания η . Подставив полученное значение η в (2), можно определить экспериментальное значение коэффициента демпфирования упругой опоры в различной постановке. В данном случае определяется коэффициент демпфирования при наличии сил сухого трения для одноосных колебаний.

Численная модель и экспериментальные данные

Дополнительно к аналитической модели была создана численная модель демпфера с упругим кольцом для сравнения получаемых данных по собственным частотам. Графическое представление некоторых форм колебаний приведено на рис. 5.

Частоты, полученные численно, приведены в табл. 1. Для каждой из них для последующего сравнения с аналитическим расчётом определена форма: радиальная либо осевая. Следует учитывать, что численно рассчитывается круговая частота ω , определяемая по известной формуле:

$$\omega = 2\pi f .$$

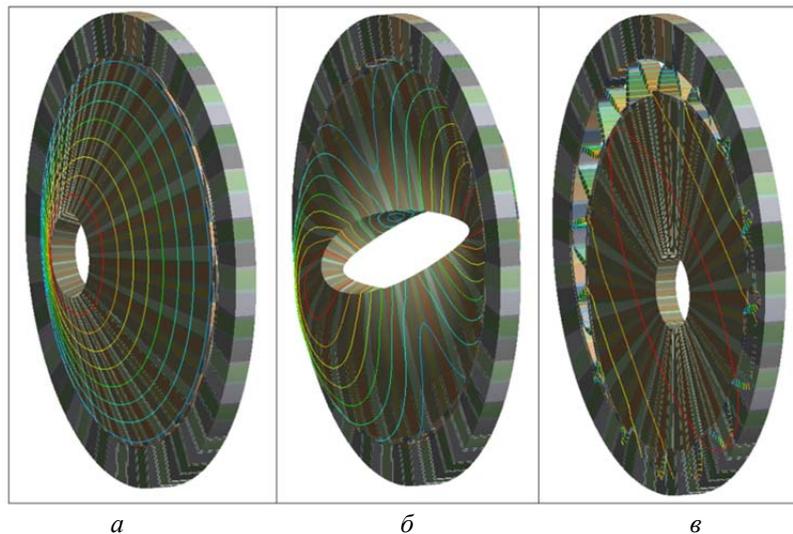


Рис. 5. Графическое представление форм колебаний исследуемого демпфера в увеличенном масштабе: а – первая собственная частота; б – вторая собственная частота; в – четвёртая собственная частота

Таблица 1. Численные собственные частоты

Масса, кг		10,317	10,809	10,977	11,133	11,477	15,317
Форма	Мода	Частота f , Гц					
осевая	1	70	68	67	66	65	53
осевая	2	249	241	238	236	231	192
осевая	3	250	242	239	237	232	192
рад	4	299	291	288	286	281	238
рад	5	304	296	293	291	286	242
осевая	6	452	450	449	448	447	429
осевая	7	489	484	483	481	479	430
осевая	8	497	492	491	489	487	436
осевая	9	523	516	513	511	505	462
осевая	10	524	517	515	512	506	472
Частота возбуждения от радиальной нагрузки, Гц		299	299	293	287	287	242

С использованием оборудования, описанного в разделе «Экспериментальная установка», была проведена серия тестов с различной массой лабораторных грузов, устанавливаемых на П-образную перекладину с помощью резьбового соединения.

Получаемая в результате экспериментов АЧХ имеет значительное количество различных пиков во всём исследуемом частотном диапазоне. Массы грузов представлены в легенде рис. 6, на котором наложены 5 измерений при частотах от 0 Гц до 4000 Гц. Если рассматривать исследуемую систему как точечную массу m , подвешенную на пружине с жёсткостью C , то собственную частоту k можно определить следующим образом:

$$k = 2\pi\sqrt{\frac{C}{m}}. \quad (3)$$

Использование дополнительных грузов с различной массой позволяет исследовать влияние массы опоры на АЧХ. Примем, что при указанном изменении массы опоры жёсткость исследуемой системы остаётся неизменной. Следовательно, резонансные значения сдвинутся пропорционально изменению подвешенной массы в степени 0,5

согласно формуле (3) ниже на 2,4% для 492 г дополнительного веса, 3,2% для 660 г, 3,9% для 816 г и 5,5% для 1160 г.

На рис. 6 массой «сбс» (сокращение от «собственная», т.е. масса без дополнительных грузов, равная 10,317 кг) отмечен тест при наличии именно такой массы.

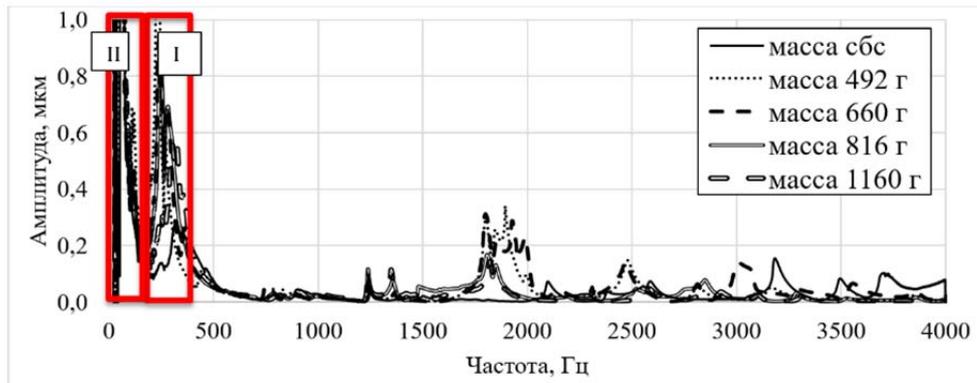


Рис. 6. Экспериментальные и численные данные АЧХ и собственные частоты демпфера при различной массе

На рис. 7, 8 показаны в увеличенном масштабе участки I и II (рис. 6). Эти участки представляют интерес, так как расположены близко к значениям, полученным численным анализом. Кроме того, собственные частоты, расположенные в указанных диапазонах, представляется возможным оценить аналитически. Для наглядности на рис. 7, 8 вертикальными линиями соответственно легенде представлены указанные численные и аналитические значения собственных частот при добавлении грузов различной массы.

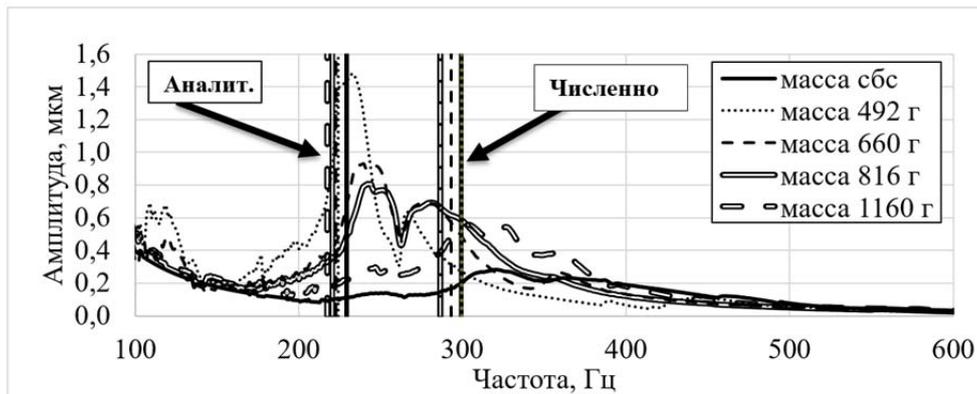


Рис. 7. Экспериментальные и численные данные АЧХ в окрестности первой радиальной формы демпфера (участок I)

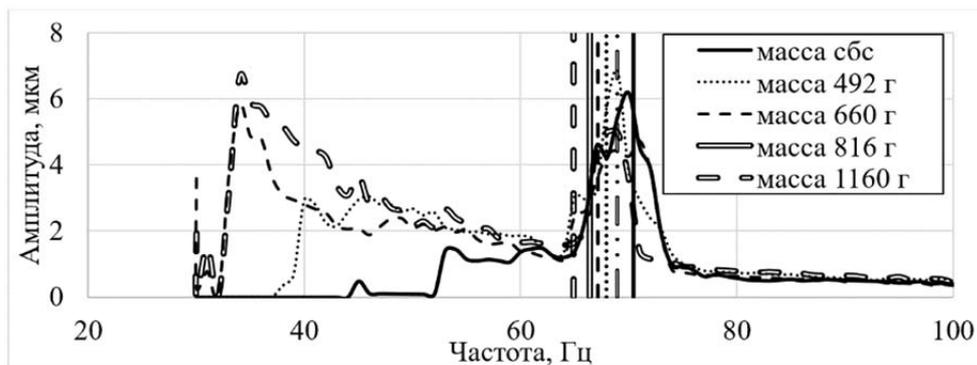


Рис. 8. Экспериментальные и численные данные АЧХ в окрестности участка II

В табл. 2 представлены значения коэффициента демпфирования, рассчитанные с помощью формул (1) и (2) для участка I. Для участка I представлены данные сразу для двух соседних вершин (парных частот резонанса).

Таблица 2. Коэффициент демпфирования (по АЧХ)

Участок	Коэффициент демпфирования, кг/с	Масса, кг	Аналит. $f_{рез}$, Гц	Эксп. $f_{рез}$, Гц	Числ. $f_{рез}$, Гц	Эксп./аналит., %	Эксп./числ., %
I	980/1896	10,317	229	321/363	299	-40/-58	-7/-27
	441/345	10,809	224	233/266	299	-4/-19	22/11
	611/805	10,977	222	240/277	293	-8/-25	18/5
	619/968	11,133	221	244/281	287	-10/27	15/2
	1199/788	11,477	217	305/358	287	-41/65	-6/-25
II	-	10,317	11,9/68,9	69,5	70	-842/5,8	-1,3
	-	10,809	11,7/67,3	68,8	68	-830/7,0	1,3
	-	10,977	11,6/66,8	71	67	-794/10,6	5,5
	-	11,133	11,5/66,4	-	66	-	-
	-	11,477	11,3/65,4	68,5	11,3/65,4	-806/9,4	5,3

Жёсткость демпфера в рассматриваемой компоновке определялась экспериментально в автоматическом режиме на разрывной машине с программным управлением Galdabini и составила 21414 Н/мм. В табл. 2 помимо коэффициента демпфирования, определённого по ширине экспериментальной АЧХ, приведены собственные частоты, полученные различными способами. Сокращения в шапке таблицы обозначают: Эксп. – экспериментальные значения, полученные на стенде; Числ. – данные, полученные численно в среде Ansys Workbench; Аналит. – аналитические значения, полученные при использовании формулы (3) для различной массы.

Для осуществления анализа между этими тремя результатами произведена оценка разницы между экспериментальными и аналитическими данными, а также между экспериментальными данными и численными (приведено в последних двух столбцах табл. 2.) Для наглядности численные и аналитические результаты вычислений по собственным частотам показаны в виде вертикальных линий на рис. 7. Видно, что численные и аналитические данные имеют значительное расхождение друг с другом. При сравнении с экспериментальными данными результаты противоречивы. Заметно, что аналитические значения дают хорошее совпадение с левым пиком экспериментальных измерений, а численные – с правым. Как было указано ранее, всего было проведено пять измерений с различной массой. Аналитические данные дают наибольшую разницу: среднеквадратичная величина 30,84% (если не учитывать выброс для масс 10,317 кг и 11,477 кг, то 12,8%). Численные данные дают более усреднённую разницу: среднеквадратичное отклонение 12,65% от экспериментальных данных.

На рис. 9 представлено графическое представление зависимости коэффициента демпфирования от величины колеблющейся массы, полученное на основе анализа экспериментальных данных. Для наглядности на графике представлена среднеквадратичная величина для парного значения собственной частоты. Среднеквадратичное отклонение для всех измерений зоны I составляет 422 кг/с, а при исключении выброса для первого измерения (1896 кг/с) среднеквадратичное отклонение составило 258,5 кг/с. Среднеквадратичная величина коэффициента демпфирования в таком случае составит 962 кг/с и 793 кг/с соответственно, другими словами выброс для первого измерения (указан на графике стрелкой) даёт значительную погрешность измерения.

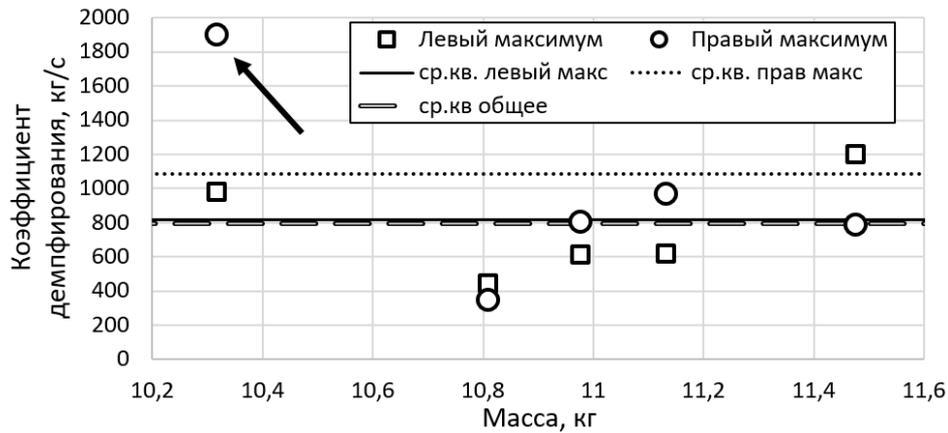


Рис. 9. Коэффициент демпфирования (участок I)

Участок II также представляет интерес, так как на указанном участке находится первая собственная частота ω_{oc} , согласно численному анализу имеющая осевую форму (на участке I находится первая собственная частота радиальной формы). Данную частоту представляется возможным определить не только численно и экспериментально, но и аналитически. Полученные данные сведены в табл. 2 в строки для участка II. Аналитическое решение было взято из монографии Кельзона [3]. Для определения осевой частоты ω_{oc} необходимо знать осевую жёсткость системы C_{oc} , а также определить главный центральный момент относительно оси симметрии вибратора J_{∞} , главный центральный момент относительно оси, перпендикулярной оси симметрии вибратора J_{Π} , подставив их в уравнение:

$$\begin{cases} \omega_{oc} = \sqrt{C_{oc} l_1 l / (B - A)}, \\ A = J_{\infty} = \frac{m}{4} R^2, \\ B = J_{\Pi} = 2J_{\infty} = \frac{m}{2} R^2, \end{cases} \quad (4)$$

где R – радиус подвешенной массы; l – ширина между опорами; l_1 – расстояние до центра масс (рис. 10).

Примем, что центр масс системы находится посередине и опоры расположены по краям подвешенной массы. В этом случае:

$$l_1 = \frac{l}{2} = R. \quad (5)$$

Подставив (5) в (4), получим:

$$\omega_{oc} = \frac{l}{R} \sqrt{2 \frac{C_{oc}}{m}}. \quad (6)$$

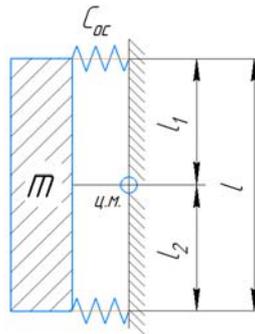


Рис. 10. Схема к определению осевой собственной частоты

Основная проблема при определении собственной частоты первой осевой формы – это задание осевой жёсткости. Так как она неизвестна, было проведено два расчёта: с осевой жёсткостью, заведомо меньше радиальной $C_{oc} = 1/100C$, а также с осевой жёсткостью, равной радиальной $C_{oc} = C$. Сравнение аналитического решения с экспериментальными и численными данными (табл. 2) показало, что среднеквадратичные отклонения соответственно составляют 818% и 8,4%. Можно сделать вывод, что осевая жёсткость на два порядка меньше радиальной. Если считать верной величину собственной частоты, полученной экспериментально, то максимально близкое соотношение $C = 90C_{oc}$, в таком случае $C_{oc} = 240 \text{ Н/мм}$. Требуется дальнейшая экспериментальная оценка данного вывода, а также поиск и уточнение аналитических решений.

Данные, полученные для участка I (в ходе интерполяции) представляется возможным сравнить с данными, полученными в ходе ударного эксперимента. Оценка коэффициента демпфирования при этом производится за счёт построения огибающей кривой затухания [4] (пунктирная линия на рис. 11), которая определяется следующей функцией:

$$A_{\max} = \pm A_0 e^{-ht_{\max}}, \quad (7)$$

где A_0 – начальная амплитуда ускорения; A_{\max} и t_{\max} определяют точку затухания осцилляции. За момент затухания принята величина в 1...5% от максимального значения ускорения в отдельном эксперименте. Показатель в степени h определяет форму огибающей и связан с коэффициентом демпфирования следующим образом:

$$h = \frac{d}{2m};$$

$$d = 2\eta \sqrt{\frac{mC}{4\pi^2 + \eta^2}};$$

$$\eta = \ln \frac{A(t)}{A(t+T_*)}, \quad (8)$$

где T_* – период колебаний.

Данное уравнение является частным случаем, при котором логарифмический декремент не является функцией от амплитуды (8). В случае квадратического трения [5] затухание будет описываться иначе:

$$A = \frac{A_0}{1 + \frac{4dk^3 A_0}{3\pi C} t}, \quad (9)$$

где k – собственная частота затухания. В этом случае огибающая примет вид гиперболы ($n = 2$, рис. 11).

Для сравнения с данными, полученными при оценке ширины пика возбужденного состояния, примем, что затухание описывается зависимостью (7).

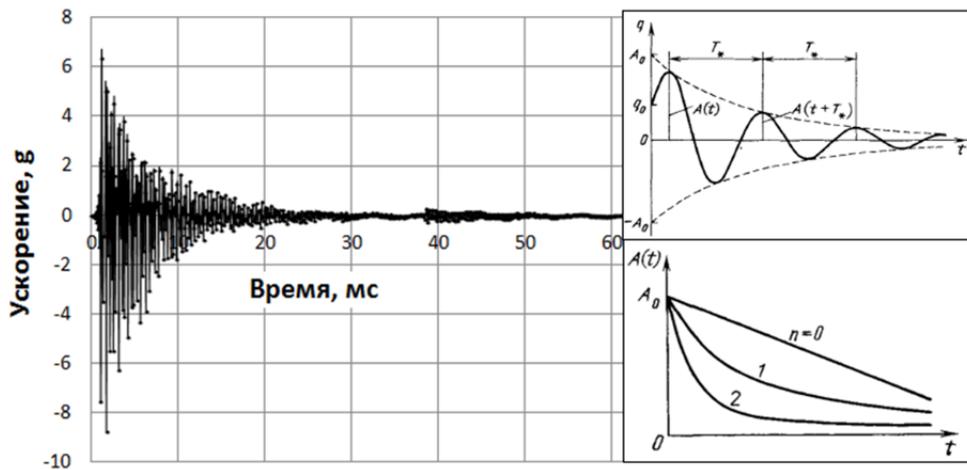


Рис. 11. Общий вид данных ударного эксперимента

Была проведена серия из 30 тестов с ударом по пластине. Данные по средним значениям коэффициента демпфирования d приведены на графике (рис. 12).

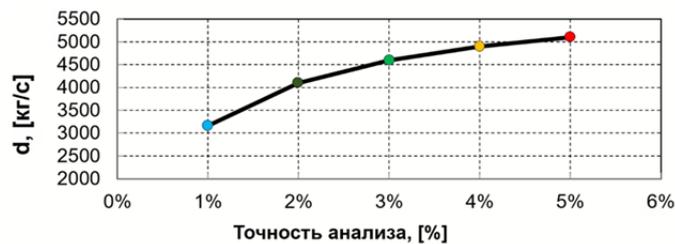


Рис. 12. Усреднённые значения коэффициента демпфирования при разной величине точности при ударном эксперименте

Анализ проведённых измерений двумя методами (ударным экспериментом и по анализу АЧХ) показал значительное расхождение по демпфированию: 4000 кг/с для ударного теста и 793 кг/с (или 962 кг/с) при анализе АЧХ, то есть расхождение 1/5 (или 1/4). Наиболее вероятной причиной расхождения между данными является низкая амплитуда и малое ускорение возбуждения при ударном тесте. Жёсткость упругого демпферного кольца при малых нагрузках может иметь нелинейную характеристику. Кроме того, при монтаже могут возникать неучтённые люфты из-за наличия отклонений по

посадкам на выступах и отклонения формы (наличие биения). Для проверки влияния данных эффектов далее планируется провести серию тестов на специализированном вибрационном стенде с гармоническим возбуждением до частоты 2500 Гц с ускорением 2g, и ударные тесты с ускорением до 50g.

Заключение

Сравнение результатов замеров демпфирования по АЧХ и переходному процессу показало значительное расхождение: 962 кг/с в первом случае и 4000 кг/с во втором. Сравнение экспериментальных данных по АЧХ с численными и аналитическими расчётами показало отличие от 5% до 13% для осевой и радиальной форм колебаний.

Библиографический список

1. Генератор сигналов на AD9833. <https://tsibrov.blogspot.com/2018/06/ad9833.html>
2. Хронин Д.В. Колебания в двигателях летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 296 с.
3. Кельзон А.С., Журавлёв Ю.Н., Январев Н.В. Расчёт и конструирование роторных машин. Ленинград: Машиностроение, 1977. 288 с.
4. Прохоров С.А. Аппроксимативный анализ случайных процессов. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2001. 380 с.
5. Пановко Я.Г. Введение в теорию механических колебаний: учебное пособие. М.: Наука, 1976. 254 с.

EXPERIMENTAL DETERMINATION OF DAMPING COEFFICIENT OF A SUPPORT WITH ELASTIC RING UNDER HARMONIC LOADING

© 2024

- D. S. Diligenskiy** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Engineering Graphics; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; diligen@mail.ru
- D. S. Lezhin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Design and Construction; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; ldms@mail.ru
- D. K. Novikov** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Aircraft Engine Design and Construction; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; novikovdk_ssau@mail.ru
- Ch. Luo** Postgraduate Student of the Department of Aircraft Engine Design and Construction; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; clpe@mail.nwpu.edu.cn

The article describes the possibility of determining the damping coefficient of a support with an elastic ring based on dry friction forces using a special test bench. The forced excitation force is set by the oscillations of a compact speaker installed on top of the oscillating mass through a U-shaped crossbar. The object of the study is a damper with an elastic ring, that is a thin-walled ring with evenly distributed bulges inside and outside, arranged in a checkerboard pattern. The damping coefficient is estimated using a device for simulating a rotor support, an acceleration sensor, an exciter speaker, a

controller and a processing station. The amount of damping is estimated according to the width of the peak at the resonant frequency. A comparison is given of the magnitude of the damping coefficient obtained from the analysis of the resonance peak and from the decay rate during the impact experiment.

Squeeze film damper; elastic ring; damping coefficient; amplitude-frequency characteristic; dry friction

Citation: Diligenskiy D.S., Lezhin D.S., Novikov D.K., Luo Ch. Experimental determination of damping coefficient of a support with elastic ring under harmonic loading. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 69-81. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-69-81

References

1. *Generator signalov na AD9833* [Signal generator]. Available at: <https://tsibrov.blogspot.com/2018/06/ad9833.html>
2. Khronin D.V. *Kolebaniya v dvigatelyakh letatel'nykh apparatov* [Oscillations in aircraft engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1980. 296 p.
3. Kelzon A.S., Zhuravlev Yu.N., Yanvarev N.V. *Raschet i konstruirovaniye rotornykh mashin* [Calculation and design of rotary machines]. Leningrad: Mashinostroenie Publ., 1977. 288 p.
4. Prokhorov S.A. *Approksimativnyy analiz sluchaynykh protsessov* [Approximate analysis of random processes]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2001. 380 p.
5. Panovko Ya.G. *Vvedenie v teoriyu mekhanicheskikh kolebaniy: uchebnoye posobie* [Introduction to the theory of mechanical vibrations: textbook]. Moscow: Nauka Publ., 1976. 254 p.

МЕТОДИЧЕСКИЕ И АЛГОРИТМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВИНТОВОЙ АВИАЦИОННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

© 2024

Ю. В. Зиненков кандидат технических наук, докторант;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
Zinenkovy@mail.ru

Описано решение научной задачи, заключающейся в расширении функциональных возможностей вычислительной программы «Расчёт тягово-экономических и удельно-массовых характеристик силовой установки и параметров движения летательного аппарата» за счёт внедрения дополнительных алгоритмов и математических моделей для расчёта высотно-скоростных характеристик винтовых авиационных силовых установок. Используется внутренний расчёт тяги воздушного винта самолёта по экспериментальным аэродинамическим коэффициентам, что позволяет повысить эффективность и достоверность комплексных расчётно-теоретических исследований силовых установок различных типов в составе летательных аппаратов на этапе проектирования. Приведено описание разработанных алгоритмов: алгоритма преобразования мощности на выводном валу газотурбинного двигателя в тягу силовой установки самолёта; математической модели воздушного винта, обеспечивающей расчёт его тяги по экспериментальным аэродинамическим коэффициентам; алгоритма определения тяги силовой установки с учётом сжимаемости воздуха и взаимодействия воздушного винта и элементов планера самолёта. Раскрыты некоторые особенности математического моделирования воздушного винта самолёта, в частности, принцип управления воздушным винтом посредством воздействия на угол установки лопасти и частоту вращения в зависимости от скорости полёта самолёта и способ построения поля аэродинамических характеристик воздушного винта самолёта в широких диапазонах изменения угла установки лопасти и коэффициента скорости. Представлены результаты верификации доработанной программы с анализом полученных высотно-скоростных характеристик.

Винтовая силовая установка; воздушный винт; аэродинамические коэффициенты воздушного винта; характеристики воздушного винта; коэффициент мощности; коэффициент тяги; тяга воздушного винта; высотно-скоростные характеристики

Цитирование: Зиненков Ю.В. Методические и алгоритмические аспекты математического моделирования винтовой авиационной силовой установки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 82-93. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-82-93

Введение

Из истории развития авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) известно, что турбореактивные двигатели (ТРД), пришедшие на смену поршневым, при прочих достоинствах имели существенный недостаток, заключающийся в большем удельном расходе топлива. Поэтому для пассажирских и транспортных воздушных перевозок стали применять более экономичные при скоростях полёта до 550...650 км/ч турбовинтовые двигатели (ТВД). С появлением двухконтурных ТРД, обладающих возможностью значительного снижения удельного расхода топлива при увеличении степени двухконтурности, развитие ТВД практически не происходило [1].

Сложившаяся ситуация естественным образом привела к сворачиванию научных исследований, проводимых в обеспечение создания современных силовых установок (СУ) с ТВД по разным направлениям, одним из которых является математическое моделирование рабочего процесса винтовой авиационной СУ. Это, в свою очередь, привело к тому, что математические модели (ММ) СУ с ТВД не нашли широкого распро-

странения в отечественных специализированных программах, предназначенных для проведения комплексных расчётно-теоретических исследований по оценке эффективности СУ в составе летательного аппарата (ЛА).

В настоящее время в нашей стране к разработке ТВД активно возвращаются, что обусловлено возникшей потребностью в региональных самолётах [2] и беспилотных ЛА самолетного типа [3]. В процессе разработки ЛА, на этапе создания предметно-ориентированного научно-технического задела в интересах развития авиационной техники, проводится цикл научно-исследовательских работ с использованием методов математического моделирования. Следует отметить, что известные отечественные программы [4; 5], позволяющие моделировать работу СУ и ЛА в едином комплексе, не имеют «внутренней» (встроенной) ММ воздушного винта (ВВ), поэтому могут учитывать работу ВВ либо по внешним высотно-скоростным характеристикам (ВСХ) СУ, либо с использованием эквивалентных параметров ТВД, что приводит к неудобству и ограничениям в проведении исследований и дополнительным погрешностям получаемых результатов. Поэтому работу в области математического моделирования винтовой авиационной СУ самолёта следует считать актуальной.

Задачей настоящей работы являлось расширение функциональных возможностей программы для ЭВМ «Расчёт тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» [4] за счёт внедрения дополнительных алгоритмов и ММ, обеспечивающих получение ВСХ винтовых авиационных СУ с «внутренним» расчётом тяги ВВ самолёта по экспериментальным аэродинамическим коэффициентам.

Алгоритм преобразования мощности на выводном валу газотурбинного двигателя в тягу силовой установки самолёта

Известно, что основным предназначением авиационной СУ является преобразование энергии, запасённой на борту ЛА, в тягу, необходимую для его передвижения на земле и в воздухе. В свою очередь, тягу авиационной СУ можно получить следующими известными способами: путём ускорения рабочего тела в реактивном сопле; отбрасыванием воздуха ВВ и комбинацией этих способов. Если классифицировать все типы СУ, применяемых на ЛА, по такому признаку, можно выделить две группы: реактивные и винтовые (рис. 1).

В состав реактивных СУ входят ГТД прямой реакции, которые, как известно, являются одновременно и тепловыми машинами, и движителями. В состав винтовых СУ могут входить: электромоторы, авиационные поршневые двигатели (АПД), роторно-поршневые двигатели (РПД) и, наконец, ГТД непрямої реакции, реализующие комбинированный способ создания тяги путём отбрасывания воздуха ВВ и ускорения рабочего тела в реактивном сопле. Причём первый способ является основным, на который приходится 80...90% тяги СУ. На рис. 1 продемонстрировано, как энергия топлива, поступающего в ТВД, после преобразования идёт в сопло и ВВ (через редуктор) в виде сжатого и нагретого газа и крутящего момента, соответственно. Следовательно, для получения тяги СУ при моделировании необходимо иметь математический аппарат, позволяющий рассчитать преобразование этой энергии. Если расчёт тяги реактивного сопла ТВД принципиально не отличается от расчёта в ГТД прямой реакции и реализован в программе «Расчёт тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА», то для расчёта тяги ВВ требуется разработать и реализовать в указанной программе соответствующую математическую модель.

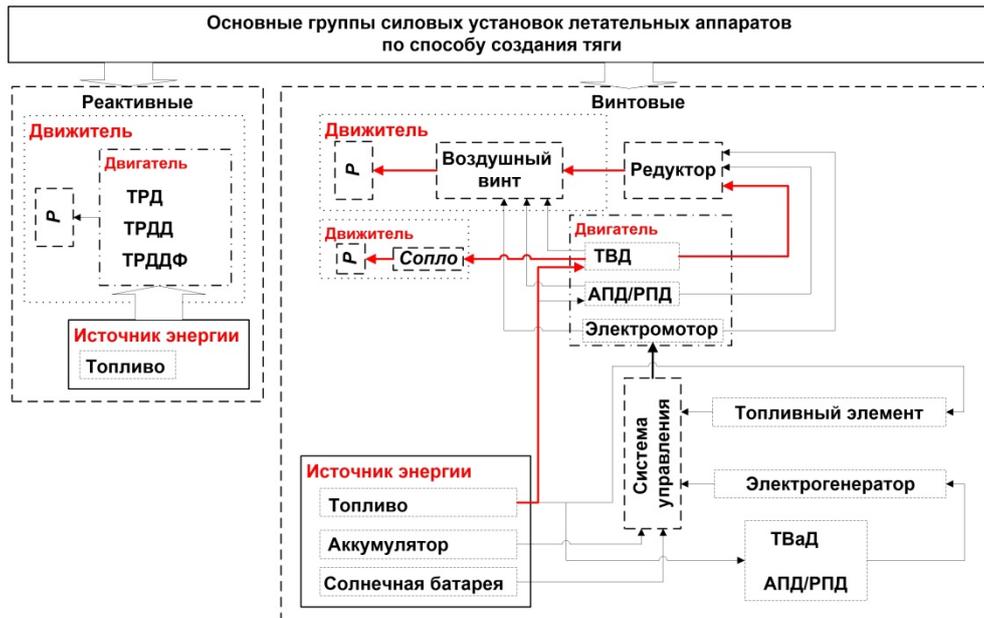


Рис. 1. Схема преобразования энергии на борту летательного аппарата в тягу

Перед разработкой ММ любого технического объекта необходимо знать его функциональное предназначение, чтобы моделировать процессы, которые определяют искомым результат. В данной постановке задачи ВВ должен выполнять функцию преобразования создаваемого на валу ТВД крутящего момента в тягу СУ. Исходя из такого положения и учитывая, что крутящий момент на валу ТВД выражается через мощность на выводном валу, был разработан соответствующий алгоритм расчёта этого преобразования. На рис. 2 схематично показано, как разработанный алгоритм последовательно реализуется в четырёх авторских ММ, описание которых приводятся ниже.

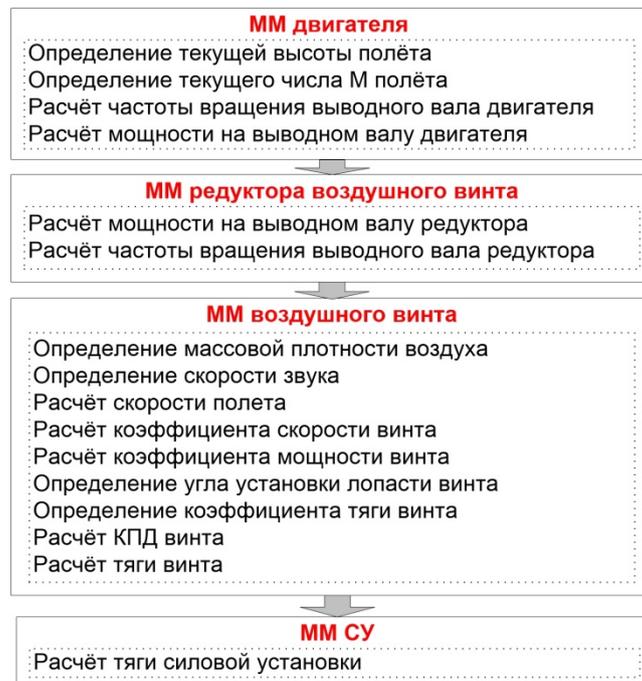


Рис. 2. Схема алгоритма преобразования мощности на выводном валу турбовинтового двигателя в тягу силовой установки

В ММ ТВД автоматически происходит определение высоты и числа M исходя из текущих условий полёта, диапазон которых задаётся в файле исходный данных. Далее, в соответствии с текущими условиями на входе в двигатель, в результате термодинамического расчёта определяются частота вращения выводного вала двигателя и мощность, передаваемые в ММ редуктора ВВ.

В ММ редуктора ВВ происходит перерасчёт мощности на выводном валу редуктора по механическому КПД и частоты вращения вала по коэффициенту редукции.

В ММ ВВ происходит расчёт тяги ВВ, которая передаётся в ММ СУ, где, с учётом сжимаемости воздуха и взаимодействия винта и элементов планера самолёта, рассчитывается тяга СУ.

Особенности математического моделирования воздушного винта самолёта

На первом шаге построения ММ ВВ необходимо определить принцип управления (ПУ) работой ВВ в полёте. На рис. 3 представлены возможные ПУ ВВ посредством воздействия на угол установки лопасти ВВ $\varphi_{ВВ}$ и частоту вращения винта $n_{ВВ}$.

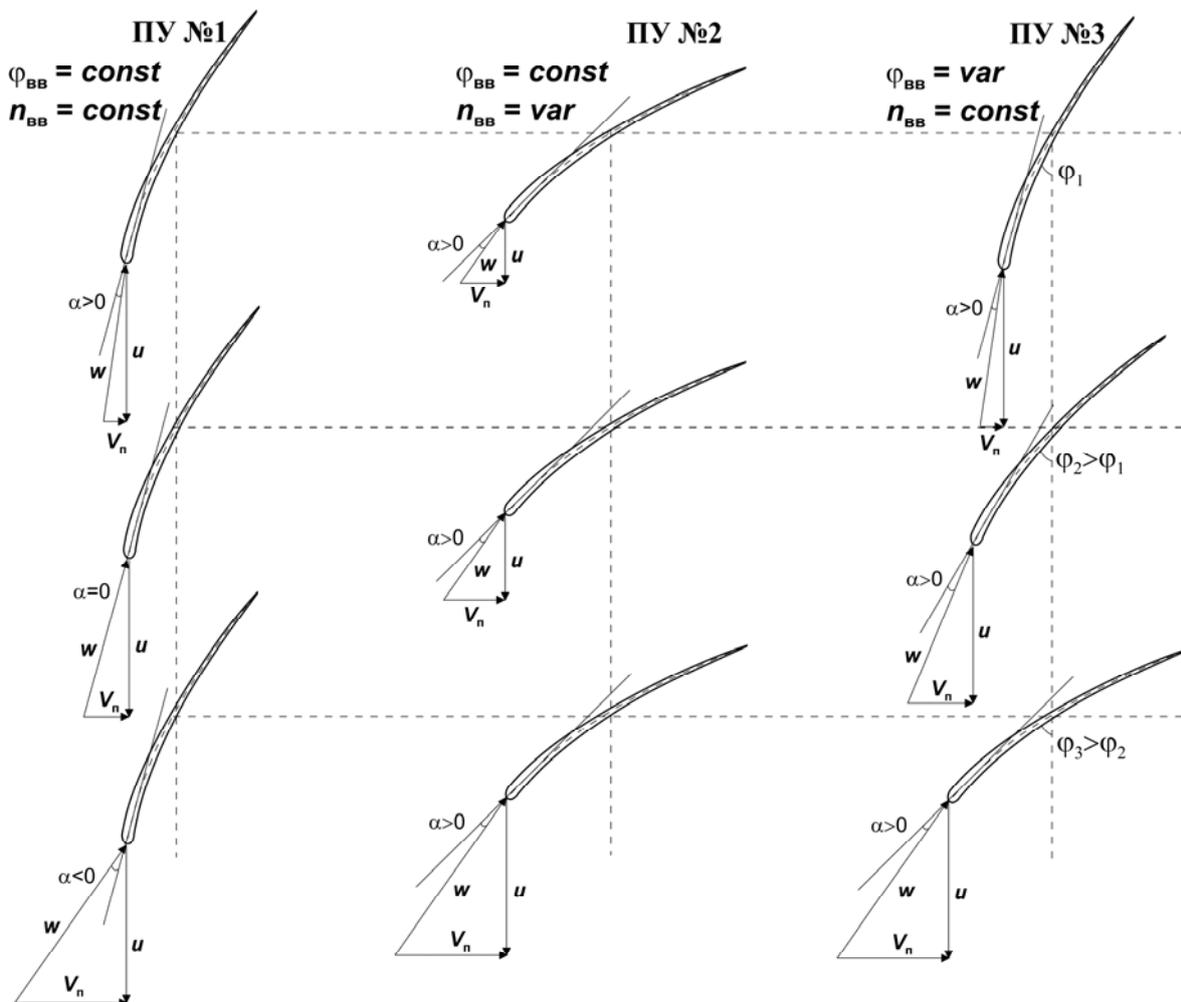


Рис. 3. Принципы управления работой воздушных винтов в полёте

Первый ПУ ВВ заключается в поддержании постоянными угла установки лопасти $\varphi_{\text{ВВ}}$ и частоты вращения винта $n_{\text{ВВ}}$. Такой ПУ для авиационных СУ не имеет практического интереса, так как с увеличением скорости полёта $V_{\text{п}}$, при постоянной линейной скорости лопасти u , происходит трансформация треугольника скоростей на её передней кромке таким образом, что относительная скорость w набегающего потока начинает формировать отрицательные углы атаки α , при которых ВВ будет создавать только сопротивление. Поэтому в авиационной практике на самолётах применяют два ПУ ВВ: № 2 – с поддержанием $\varphi_{\text{ВВ}} = \text{const}$ и № 3 – с поддержанием $n_{\text{ВВ}} = \text{const}$. Причём принцип № 2 применяется на модельных и беспилотных малоразмерных ЛА с поршневыми и электрическими моторами, а на ЛА с СУ на базе ТВД и поршневыми двигателями высокой мощности применяется ПУ № 3, что обусловлено рядом достоинств, обеспечивающих:

- уменьшение потребной мощности стартера при запуске двигателя за счёт установки лопасти на минимальный $\varphi_{\text{ВВ}}$;
- улучшение приёмистости двигателя, так как за счёт действия сил инерции на лопасти ВВ для изменения $n_{\text{ВВ}}$ требуется больше времени, чем для изменения $\varphi_{\text{ВВ}}$;
- увеличение ресурса двигателя за счёт поддержания постоянного значения $n_{\text{ВВ}}$;
- уменьшение аэродинамического сопротивления ВВ при отказе или выключении двигателя в полёте за счёт перекалки лопастей во флюгерное положение;
- уменьшение длины пробега при посадке ЛА за счёт реверса тяги ВВ.

Таким образом, в ММ ВВ для ТВД реализован ПУ с $n_{\text{ВВ}} = \text{const}$; $\varphi_{\text{ВВ}} = \text{var}$, при этом в качестве входных данных используются диаметр ВВ (задаётся в файле исходных данных), высота и число М полёта ЛА, частота вращения и мощность на выводном валу.

При этом последовательность расчёта тяги винтовой СУ организована следующим образом. С использованием подпрограммы вычисления параметров стандартной атмосферы определяются плотность и скорость звука в воздухе. Затем рассчитываются массовая плотность воздуха, скорость полёта, коэффициенты скорости λ и мощности ВВ $\bar{\beta}$ [6]. Далее, по аэродинамическим характеристикам ВВ в виде зависимости $\varphi_{\text{ВВ}}$ от коэффициентов $\bar{\beta}$ и λ (рис. 4, а), с использованием методов интерполяции, по текущим значениям $\bar{\beta}$ и λ определяется текущее значение $\varphi_{\text{ВВ}}$. Затем, по аэродинамическим характеристикам ВВ в виде зависимости коэффициента тяги $\bar{\alpha}$ от коэффициентов $\varphi_{\text{ВВ}}$ и λ (рис. 4, б), также с использованием методов интерполяции по текущим значениям $\varphi_{\text{ВВ}}$ и λ определяется текущее значение $\bar{\alpha}$. По полученным значениям λ , $\bar{\beta}$ и $\bar{\alpha}$ вычисляются значения КПД и тяги винта.

Следует отметить особенность, которую необходимо учитывать при работе с аэродинамическими характеристиками ВВ. Характеристики, представленные на рис. 4, а и 4, б являются типовыми для разработанной ММ, по которым определяются узлы интерполяции для организации процесса определения текущих значений $\varphi_{\text{ВВ}}$ и $\bar{\alpha}$ методами интерполяции. Для построения этих характеристик необходимо использовать результаты испытаний ВВ в аэродинамической трубе (в данной постановке задачи использовать численные методы получения характеристик ВВ нецелесообразно, так как их необходимо верифицировать по тем же экспериментальным данным) в виде зависимостей $\bar{\beta} = f(\lambda)$ и $\bar{\alpha} = f(\lambda)$ для разных $\varphi_{\text{ВВ}}$, при этом каждая из этих зависимостей строится под разные числа М полёта. В итоге получается для каждого числа М полёта свой набор аэродинамических коэффициентов в узких диапазонах $\varphi_{\text{ВВ}}$ и λ , не обеспечи-

вающих корректное определение тяги ВВ в заданном диапазоне высот и скоростей полёта исследуемого самолёта. Чтобы получить требуемый результат работы ММ ВВ, необходимо построить единое поле характеристик в широких диапазонах $\varphi_{\text{ВВ}}$ и λ , используя методы экстраполяции. При этом для корректной экстраполяции рекомендуется отслеживать тенденции изменения КПД ВВ $\eta_{\text{ВВ}}$ либо как функции от λ для разных $\varphi_{\text{ВВ}}$ (рис. 4, в), либо как функции от $\varphi_{\text{ВВ}}$ для разных λ (рис. 4, г), так как $\eta_{\text{ВВ}}$ зависит от значений трёх коэффициентов ВВ:

$$\eta_{\text{ВВ}} = \lambda \frac{\bar{\alpha}}{\bar{\beta}} \quad (1)$$

Из анализа выражения (1) следует, что при получении гладких функций по КПД, узлы интерполяции графических зависимостей, показанных на рис. 4, а и 4, б, будут определены наиболее близко и погрешность при определении текущих значений $\varphi_{\text{ВВ}}$ и $\bar{\alpha}$ методами интерполяции, будет стремиться к минимуму.

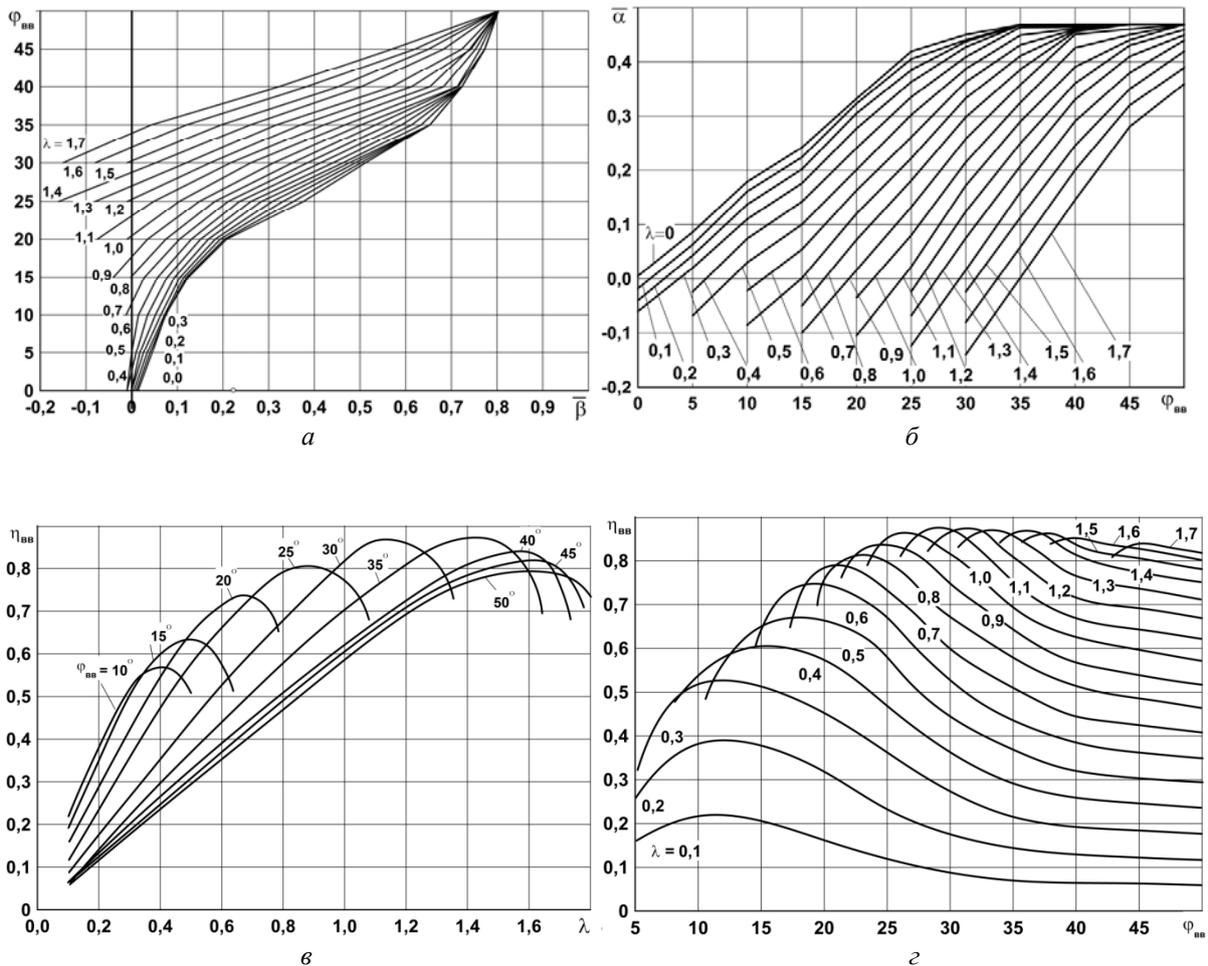


Рис. 4. Типовые аэродинамические характеристики воздушных винтов:

- а – зависимость угла установки лопасти $\varphi_{\text{ВВ}}$ от коэффициентов мощности $\bar{\beta}$ и скорости λ ;
- б – зависимость коэффициента тяги $\bar{\alpha}$ от угла установки лопасти $\varphi_{\text{ВВ}}$ и коэффициента скорости λ ;
- в – зависимость КПД винта $\eta_{\text{ВВ}}$ от коэффициента скорости λ и угла установки лопасти $\varphi_{\text{ВВ}}$;
- г – зависимость КПД винта $\eta_{\text{ВВ}}$ от угла установки лопасти $\varphi_{\text{ВВ}}$ и коэффициента скорости λ

Для оценки результатов расчёта характеристик ВВ с использованием разработанной ММ на рис. 5 продемонстрированы рассчитанные с её помощью зависимости аэродинамических коэффициентов от коэффициента скорости: $\bar{\beta} = f(\lambda)$; $\bar{\alpha} = f(\lambda)$; $\eta_{\text{ВВ}} = f(\lambda)$, а также угла установки лопасти $\varphi_{\text{ВВ}} = f(\lambda)$.

Анализ представленных характеристик показывает, что такой характер протекания зависимостей не противоречит классической теории ВВ, описанной в [7 – 9]. На основании этого можно сделать вывод, что поле исходных характеристик, полученных по результатам испытаний ВВ в аэродинамической трубе и экстраполированных с учётом тенденций изменения КПД ВВ, даёт качественные узлы интерполяции, по которым в ММ ВВ адекватно определяются текущие значения $\varphi_{\text{ВВ}}$ и $\bar{\alpha}$.

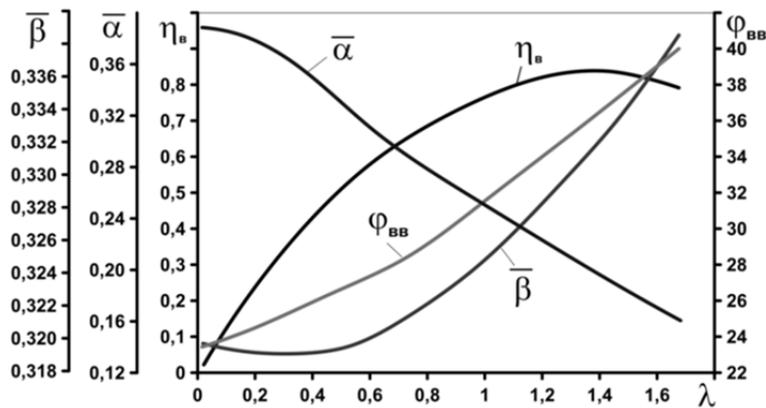


Рис. 5. Аэродинамические характеристики, рассчитанные с использованием математической модели воздушного винта

Особенностями математического моделирования ВВ самолёта также являются зависимость тяги ВВ от сжимаемости воздуха и взаимодействие винта и элементов планера самолёта.

Для учёта сжимаемости воздуха в ММ СУ происходит расчёт тяги ВВ по выражению, предлагаемому автором:

$$P_{\text{В}}^{M_H} = P_{\text{В}} (k_M^H M_H + 1, 0), \quad (2)$$

где: $P_{\text{В}}^{M_H}$ – тяга ВВ с учётом сжимаемости воздуха; $P_{\text{В}}$ – тяга воздушного винта, определяемая в ММ ВВ; k_M^H – коэффициент поправки по числу М и высоте полёта; M_H – текущее число М полёта.

Для учёта взаимодействия винта и элементов планера самолёта в ММ СУ происходит перерасчёт тяги ВВ с учётом сжимаемости воздуха $P_{\text{В}}^{M_H}$ в тягу ВВ, установленного на самолёт, т.е. эффективную $P_{\text{В.эф}}$, посредством учёта взаимодействия ВВ и элементов планера согласно методике [10]:

$$P_{\text{В.эф}} = P_{\text{В}}^{M_H} K_{\eta}, \quad (3)$$

где: K_{η} – коэффициент, учитывающий потери, связанные с обдувом носовой части gondoly двигателя (фюзеляжа), определяемый по выражению:

$$K_{\eta} = k_4 K_{\phi}, \quad (4)$$

где: $k_4 = 0,97 \dots 0,99$ – коэффициент, учитывающий форму носовой части гондолы двигателя (фюзеляжа); K_{ϕ} – коэффициент, зависящий от отношения эквивалентного диаметра гондолы двигателя (фюзеляжа) D_3 к диаметру винта $D_{\text{ВВ}}$ (рис. 6).

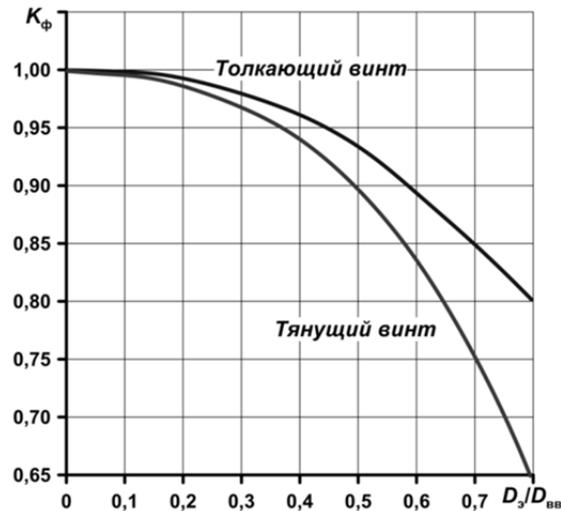


Рис. 6. График определения коэффициента K_{ϕ} [10]

При этом D_3 определяется по выражению:

$$D_3 = \frac{\sqrt{4F}}{\pi}, \quad (5)$$

где: F – площадь поперечного сечения гондолы двигателя (фюзеляжа) на расстоянии 0,5 диаметра винта.

Особенностью взаимодействия ВВ и элементов планера является то, что аэродинамические коэффициенты, определённые для изолированного ВВ, при установке ВВ на самолёт будут определяться при меньшем значении коэффициента скорости λ согласно выражению:

$$\lambda_{\text{эф}} = \lambda_{\text{из}} \left(1 - 0,329 \frac{S_{\text{М}}}{D_{\text{В}}^2} \right), \quad (6)$$

где: $S_{\text{М}}$ – площадь миделевого сечения тела, находящегося в спутной струе винта.

Таким образом, рассчитав $P_{\text{в.эф}}$ с учётом взаимодействия ВВ и элементов планера самолёта, далее в ММ СУ происходит вычисление тяги СУ $P_{\text{су}}$ по следующему выражению:

$$P_{\text{су}} = P_{\text{в.эф}} + P_{\text{с}},$$

где: $P_{\text{с}}$ – тяга реактивного сопла ТВД.

Для оценки эффективности разработанного комплекса ММ на рис. 7 представлены результаты расчёта ВСХ авиационной винтовой СУ для режима работы двигателя (РРД) «Взлётный». Анализ протекания рассчитанных ВСХ показывает, что характер изменения P_{cy} соответствует общепринятой теории авиационных двигателей [11], что говорит об адекватности получаемого результата с использованием разработанного комплекса ММ для расчёта авиационных винтовых СУ.

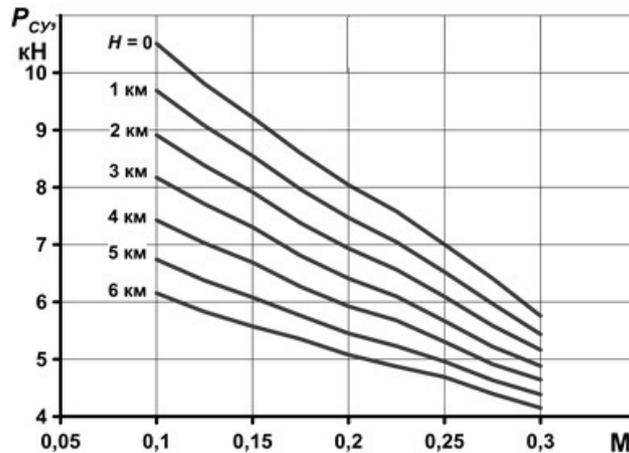


Рис. 7. Зависимость тяги силовой установки от числа M полёта для разных высот для режима работы двигателей «Взлётный»

Для проверки точности результатов, получаемых с использованием разработанного комплекса ММ, был проведён ряд верификационных исследований по характеристикам СУ на базе ТВД различных самолётов.

На рис. 8 представлен результат сравнения рассчитанных автором ВСХ СУ для разных РРД с характеристиками из технического описания самолёта Ил-18 с ТВД АИ-20А и ВВ АВ-68И [12]. Анализ полученных результатов показывает, что в точке максимального расхождения ($H = 3$ км, $V = 600$ км/ч) сравниваемых характеристик погрешность не превышает 3%, что соответствует требованиям к точности определения расчётных параметров СУ при проведении инженерных исследований.

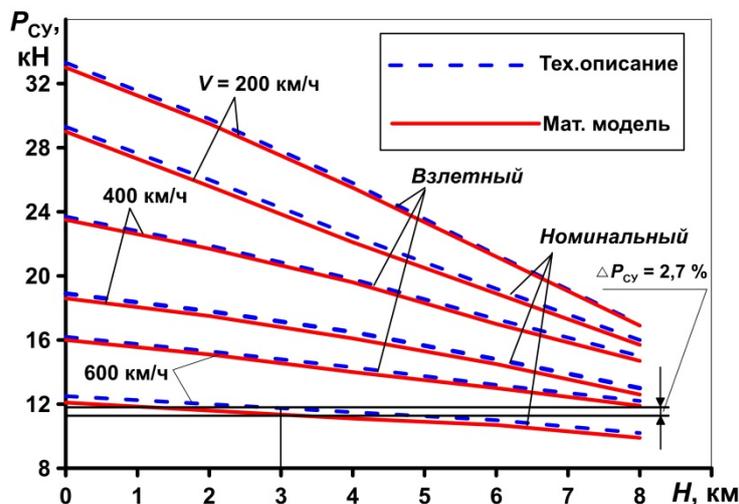


Рис. 8. Зависимость тяги силовой установки самолёта Ил-18 от высоты полёта для разных скоростей полёта

Таким образом, вычислительную программу для ЭВМ «Расчёт тягово-экономических и удельно-массовых характеристик СУ и параметров движения ЛА» с внедрённым в алгоритм комплексом ММ для расчёта авиационных винтовых СУ можно использовать для проведения расчётов параметров и характеристик планера и СУ, а также траекторных параметров движения винтовых ЛА.

Заключение

Разработан алгоритм расчёта преобразования мощности на выводном валу турбовинтового двигателя в тягу силовой установки. Для определения тяги воздушного винта разработана его математическая модель, основанная на принципе управления посредством воздействия на угол установки лопасти при постоянной частоте вращения винта. Для построения поля аэродинамических характеристик воздушного винта в широких диапазонах $\varphi_{\text{вв}}$ и λ предложен учёт тенденций изменения коэффициента полезного действия воздушного винта $\eta_{\text{вв}}$ при экстраполяции данных, полученных по результатам испытаний воздушного винта в аэродинамических трубах. Разработан алгоритм определения тяги силовой установки с учётом сжимаемости воздуха и взаимодействия воздушного винта и элементов планера самолёта. Верификация доработанной программы «Расчёт тягово-экономических и удельно-массовых характеристик силовой установки и параметров движения ЛА» путём сравнения рассчитанных с её помощью высотно-скоростных характеристик силовой установки с турбовинтовым двигателем АИ-20А и воздушного винта АВ-68И самолёта Ил-18 с характеристиками из технического описания показала погрешность определения значений тяги силовой установки менее 3%, что укладывается в требования к программному инструменту для проведения инженерных исследований.

Библиографический список

1. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 1. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. 366 с.
2. Блудов А., Фомин А. «Регионалы» в российском небе – 2020 // Взлёт. 2020. № 9-10 (189-190). С. 50-55.
3. Austin R. Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment. John Wiley, 2010. 372 с.
4. Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Фёдоров Р.М. Расчёт тягово-экономических и удельно-массовых характеристик силовой установки и параметров движения летательного аппарата. Свидетельство о гос. регистрации программ для ЭВМ № 2015662803; опубл. 02.12.2015.
5. Луковников А.В. Методология формирования технического облика силовых установок летательных аппаратов различного целевого назначения // Научно-технические технологии. 2008. Т. 9, № 3. С. 50-58.
6. Варуха И.М., Бычков В.Д., Смоленский В.Л. Практическая аэродинамика самолёта АН-12. М.: Транспорт, 1971. 180 с.
7. Кравец А.С. Характеристики воздушных винтов. М.: Госиздобронпром, 1941. 264 с.
8. Александров В.Л. Воздушные винты. М.: Госиздобронпром, 1951. 476 с.
9. Юрьев Б.Н. Избранные труды. Т. 1. Воздушные винты. Вертолёты. М.: Академия наук СССР, 1961. 551 с.
10. Арепьев А.Н. Выбор проектных параметров и оценка лётных характеристик пассажирских самолётов с турбовинтовыми двигателями: учеб. пособие. М.: МАИ, 2005. 96 с.

11. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 2. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. 448 с.

12. Бехтир П.Т., Бехтир В.П. Практическая аэродинамика самолёта Ил-18. М.: Транспорт, 1972. 200 с.

METHODICAL AND ALGORITHMIC ASPECTS OF MATHEMATICAL MODELING OF A SCREW AIRCRAFT POWER PLANT

© 2024

Yu. V. Zinenkov Candidate of Science (Engineering), Doctoral Student;
Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy
named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin,
Voronezh, Russian Federation;
Zinenkovy@mail.ru

The article describes the solution of a scientific problem that consists in expanding the functionality of the program "Calculation of the traction-economic and mass-specific characteristics of the power plant and aircraft motion parameters" through the introduction of additional algorithms and mathematical models for calculating the altitude-speed characteristics of screw aircraft power installations. At the same time, an internal calculation of the aircraft propeller thrust is used according to experimental aerodynamic coefficients, which makes it possible to increase the efficiency and reliability of complex theoretical studies of power plants of various types as part of aircraft at the stage of external design. A description is given of the developed algorithms: an algorithm for converting power on the output shaft of a gas turbine engine into thrust of an aircraft power plant; a mathematical model of a propeller that provides calculation of its thrust from experimental aerodynamic coefficients; an algorithm for determining the thrust of the power plant, taking into account the compressibility of the air and the interaction of the propeller and the elements of the airframe of the aircraft. Some features of the mathematical modeling of an aircraft propeller are revealed, in particular, the principle of propeller control by influencing the blade angle and rotational speed depending on the aircraft flight speed and a method for constructing the field of aerodynamic characteristics of an aircraft propeller in a wide range of blade angle and speed coefficient. In conclusion, the results of verification of the modified program are presented with an analysis of the obtained altitude-speed characteristics.

Screw power plant; air propeller; aerodynamic coefficients of the propeller; propeller characteristics; power factor; thrust coefficient; propeller thrust; altitude-speed characteristics.

Citation: Zinenkov Yu.V. Methodical and algorithmic aspects of mathematical modeling of a screw aircraft power plant. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 82-93.
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-82-93

References

1. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 1* [Theory of aircraft engines. Part 1]. Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2006. 366 p.
2. Bludov A., Fomin A. «Regions» in the Russian sky – 2020. *Vzlet*. 2020. No. 9-10 (189-190). P. 50-55. (In Russ.)
3. Austin R. Unmanned aircraft systems: UAVS design, development and deployment. John Wiley, 2010. 372 с.
4. Zinenkov Yu.V., Lukovnikov A.V., Fedorov R.M. *Raschet tyagovo-ekonomicheskikh i udel'no-massovykh kharakteristik silovoy ustanovki i parametrov dvizheniya letatel'nogo apparata* [Calculation of traction-economic and mass-specific characteristics of a power plant and aircraft motion parameters]. Certificate of state registration of application software no. 2015662803, 2015. (Publ. 02.12.2015)

5. Lukovnikov A.V. The methodology of technical appearance forming for power plants of different applicability aircrafts. *Science Intensive Technologies*. 2008. V. 9, no. 3. P. 50-58. (In Russ.)
6. Varukha I.M., Bychkov V.D., Smolenskiy V.L. *Prakticheskaya aerodinamika samoleta AN-12* [Practical aerodynamics of the An-12 aircraft]. Moscow: Transport Publ., 1971. 180 p.
7. Kravets A.S. *Kharakteristiki vozdushnykh vintov* [Propeller characteristics]. Moscow: Gosizdoboronprom Publ., 1941. 264 p.
8. Aleksandrov V.L. *Vozdushnye vinty* [Propellers]. Moscow: Gosizdoboronprom Publ., 1951. 476 p.
9. Yur'ev B.N. *Izbrannye trudy. T. 1. Vozdushnye vinty. Vertolety* [Selected works. V. 1. Propellers. Helicopters]. Moscow: Akademiya Nauk SSSR Publ., 1961. 551 p.
10. Arep'ev A.N. *Vybor proektnykh parametrov i otsenka letnykh kharakteristik passazhirskikh samoletov s turbovintovymi dvigatelyami: ucheb. posobie* [Selection of design parameters and assessment of flight characteristics of passenger aircraft with turboprop engines]. Moscow: MAI Publ., 2005. 96 p.
11. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 2* [Theory of aircraft engines. Part 2]. Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2006. 448 p.
12. Bekhtir P.T., Bekhtir V.P. *Prakticheskaya aerodinamika samoleta Il-18* [Practical aerodynamics of the Il-18 aircraft]. Moscow: Transport Publ., 1972. 200 p.

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ РОБАСТНЫЕ КОНТРОЛЛЕРЫ ТРИБОТРОННЫХ КОНИЧЕСКИХ ОПОР СКОЛЬЖЕНИЯ

© 2024

- Ю. Н. Казаков** аспирант кафедры мехатроники, механики и робототехники;
Орловский государственный университет имени И.С. Тургенева;
KazakYurii@yandex.ru
- Д. В. Шутин** кандидат технических наук, доцент кафедры мехатроники, механики
и робототехники;
Орловский государственный университет имени И.С. Тургенева;
rover.ru@gmail.com
- Л. А. Савин** доктор технических наук, профессор кафедры мехатроники, механики
и робототехники;
Орловский государственный университет имени И.С. Тургенева;
savin3257@mail.ru

Представлены результаты разработки средств интеллектуального робастного управления параметрами триботронной роторно-опорной системы с коническим подшипником со смещаемой втулкой. Предложенный контроллер реализован на основе глубокого нейросетевого Q-обучения с подкреплением (DQN), синтезированного на основе верифицированной численной модели роторно-опорной системы. Стратегия управления включала в себя одновременное управление положением вала и трением в смазочном слое. Помимо синтеза управления для детерминированной системы также представлен новый метод синтеза робастного DQN-контроллера для системы со стохастичностью параметров. Метод позволяет учитывать неопределённости в системе на этапе обучения посредством случайного варьирования параметров её численной модели. Численное тестирование полученных контроллеров показывает лучшую способность контроллера, обученного с учётом неопределённостей, справляться с переменными нагрузками, а также прогнозировать возможные изменения в системе и превентивно переводить систему в более выгодные состояния.

Триботронные опоры; конические подшипники; интеллектуальные контроллеры; DQN; оптимальное управление; робастное управление

Цитирование: Казаков Ю.Н., Шутин Д.В., Савин Л.А. Интеллектуальные робастные контроллеры триботронных конических опор скольжения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 94-110. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-94-110

Введение

Триботронные опорные узлы представляют собой мультифизическую систему, основанную на совокупности гидродинамических, теплофизических, динамических явлений, объединённых информационными связями. Такие системы характеризуются комплексным характером взаимосвязей в них и стохастичностью рабочих параметров. Управляемые опоры позволяют системе в процессе работы адаптироваться к изменяющимся условиям, но для этого требуются специализированные подходы к построению систем управления.

Триботронные опоры стали разрабатываться и исследоваться сравнительно недавно по сравнению с традиционными конструкциями опор скольжения [1; 2]. Первоначально управляемые опоры выполняли в первую очередь функцию виброгашения. Используемые для этого контроллеры основывались на классических пропорциональных [3], пропорционально-дифференциальных [4], пропорционально-интегрально-дифференциальных [5] регуляторах. В отдельных случаях для устранения недостатков простейших законов управления в условиях нелинейности свойств роторно-опорных

систем применялись более продвинутые методы, такие, как нечёткая логика [6; 7], линейно-квадратические регуляторы [8], H^∞ [9] контроллеры. В [10] представлено модельно-предиктивное управление активно смазываемой опоры. Вместе с тем, контроллер был синтезирован на линеаризованной модели системы, не учитывающей в полной мере присущие ей нелинейности.

Более полный учёт комплексных взаимосвязей в триботронной системе роторно-опора может быть реализован посредством синтеза контроллеров на основе глубокого нейросетевого Q-обучения с подкреплением (DQN) [11 – 13], которое происходит с использованием нелинейных численных моделей. Такие контроллеры являются, по своей сути, оптимальными, поскольку базируются на поиске оптимальной политики управления в процессе обучения с подкреплением на основе агентного подхода. Ранее был разработан ряд базовых DQN-регуляторов для задач коррекции момента трения [14] и снижения вибраций [15] в управляемых конических опорах. Вместе с тем, другим преимуществом интеллектуальных контроллеров на основе обучения с подкреплением является возможность задания сложных стратегий управления [16 – 19]. В настоящей статье представлены развитие подхода и реализация более комплексной стратегии управления на основе DQN-подхода, учитывающей одновременно как трение в опорах, так и вибрации в роторно-опорной системе.

Ранее в научной литературе не было представлено каких-либо подходов, целенаправленно обеспечивающих робастность управления на основе DQN-контроллеров. Для триботронных опор этот фактор имеет особенное значение, поскольку они нередко функционируют в условиях сложных переменных нагрузок, а также в условиях вариативности свойств самой системы, например, в силу изменения температурных режимов, свойств смазочных материалов, износа её компонентов.

Данная работа представляет новый подход к синтезу робастных интеллектуальных контроллеров триботронных опорных узлов на основе обучения с подкреплением. Предложенный метод позволяет учитывать наличие неопределенностей в системе уже на этапе обучения контроллера посредством варьирования тех параметров численной модели, которые характеризуются наличием неопределенностей в реальных системах. В результате в процессе обучения и оптимизации политики управления производится поиск наиболее устойчивых к таким неопределенностям законов регулирования. В статье представлены результаты сравнения обученного таким образом робастного контроллера с базовым DQN-контроллером, синтезированным без учёта неопределенностей параметры системы и нагрузок. Кроме того, представлены результаты анализа робастности полученных контроллеров в условиях вариативности внешних нагрузок. Сделаны выводы о преимуществах, недостатках и перспективах существующих и предложенных решений в области управления триботронными опорами.

Объект управления и его модель

Регулируемый конический подшипник

Ключевым объектом в данной работе является роторная система с коническим подшипником жидкостного трения, в конструкции которого предусмотрена возможность осевого смещения втулки относительно вала посредством линейного привода. Это дает возможность изменения средней толщины смазочного слоя, что влияет на величину генерируемых им сил, а, следовательно, на трибологические и динамические параметры системы. Схема триботронного конического подшипника жидкостного трения представлена на рис. 1, а основные параметры рассмотренной роторной системы представлены в табл. 1.

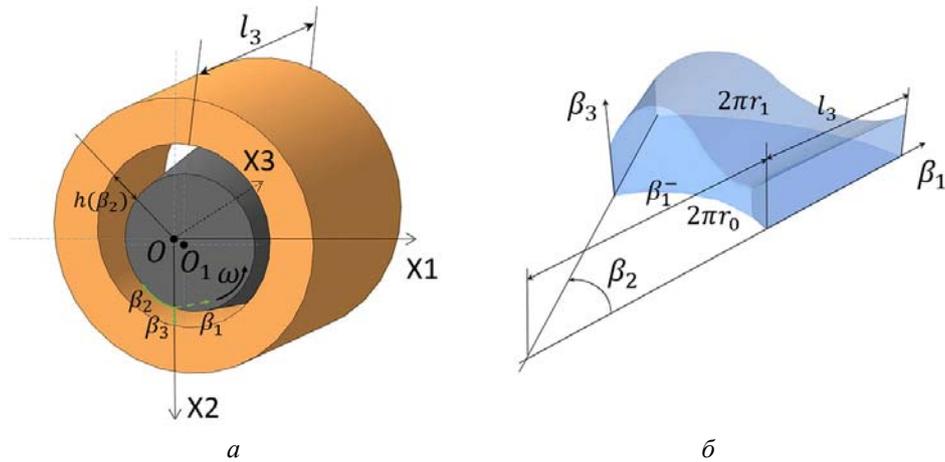


Рис. 1. Схема конического подшипника жидкостного трения:
 а – конический подшипник жидкостного трения;
 б – развёртка смазочного слоя в декартовых координатах

Таблица 1. Геометрические и силовые параметры роторно-опорного узла

Параметр	Значение
Длина подшипника l_3 , мм	26
Начальный радиальный зазор h_0 , мкм	100
Диапазон изменения радиального зазора подшипника h_0 , мкм	73...138
Малый радиус подшипника r_0 , мм	20
Угол конусности α , град	3
Длина ротора l_r , мм	380
Масса ротора m , кг	3
Частота вращения ротора n , об/мин	3000
Давление подачи смазки (вода) p_0 , МПа	0,12

Ключевым элементом рассматриваемого подшипника является коническая втулка с осевой подачей смазочного материала, в которой вращается коническая цапфа ротора. Математическая модель конического подшипника основана на численном решении модифицированного уравнения Рейнольдса методом конечных разностей [14; 15]:

$$h^3 \frac{\partial}{\partial \beta_1} \left(\beta_1 \frac{\partial p}{\partial \beta_1} \right) + \frac{1}{\beta_1} \frac{\partial}{\partial \beta_2} \left(h^3 \frac{\partial p}{\partial \beta_2} \right) = \mu u_1 6h + \mu u_2 6 \frac{\partial h}{\partial \beta_2} - \mu 12 u_3 \beta_1, \quad (1)$$

где $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ – радиальная, угловая и осевая координаты; h – функция радиального зазора подшипника скольжения; μ – динамическая вязкость смазочного материала; p – искомое давление смазочного материала в зазоре подшипника скольжения.

Компоненты вектора скорости течения жидкости:

$$u_1 = V_3;$$

$$u_2 = \omega \left(r_0 + \frac{\beta_1 - \beta_1^-}{l_3} (r_1 - r_0) \right) + V_1 \cos \left(\frac{\beta_1^- \beta_2}{r_0} \right) - V_2 \sin \left(\frac{\beta_1^- \beta_2}{r_0} \right);$$

$u_3 = V_1 \sin\left(\frac{\beta_1^- \beta_2^-}{r_0}\right) + V_2 \cos\left(\frac{\beta_1^- \beta_2^-}{r_0}\right)$, где V_1, V_2, V_3 – линейные скорости движения цапфы ротора в декартовых координатах; ω – угловая скорость вращения ротора; r_0 – малый радиус подшипника; r_1 – большой радиус подшипника, β_1^- – начальное значение координаты β_1 .

Функция радиального зазора конического подшипника жидкостного трения с учётом осевого положения втулки:

$$h = h(\beta_2) = \left((h_0 + X_3 \sin \alpha) - X_1 \sin\left(\frac{\beta_1^- \beta_2^-}{r_0}\right) - X_2 \cos\left(\frac{\beta_1^- \beta_2^-}{r_0}\right) \right) \cos \alpha, \quad (2)$$

где α – угол конусности; X_i – координаты положения вала в подшипнике.

Решением гидродинамической задачи являются значения сил смазочного слоя, действующие на цапфу вала:

$$\begin{aligned} F_1 &= - \int_{\beta_2^-}^{\beta_2^+} \int_{\beta_1^-}^{\beta_1^+} p \cos \alpha \cos \varphi \beta_1 d \beta_1 H_2 d \beta_2, \\ F_2 &= - \int_{\beta_2^-}^{\beta_2^+} \int_{\beta_1^-}^{\beta_1^+} p \cos \alpha \sin \varphi \beta_1 d \beta_1 H_2 d \beta_2, \\ F_3 &= \int_{\beta_2^-}^{\beta_2^+} \int_{\beta_1^-}^{\beta_1^+} p \sin \alpha \beta_1 d \beta_1 H_2 d \beta_2, \end{aligned} \quad (3)$$

где F_i – реакции смазочного слоя; H_i – коэффициенты Лямэ; $\varphi = \frac{\beta_1^- \beta_2^-}{r_0}$ – угол.

В работе используется модель ротора как жёсткого тела, работающего без перекосов на докритических частотах. На ротор действует совокупность сил, включая рассчитанные силы смазочного слоя F_i , а также силы дисбаланса:

$$F_{imb} = md \omega^2 \begin{bmatrix} \cos \omega t \\ \sin \omega t \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где md – дисбаланс, ω – угловая скорость.

Момент вязкого трения в подшипнике рассчитывается по следующей формуле:

$$M = -r \int_{\beta_2^-}^{\beta_2^+} \int_{\beta_1^-}^{\beta_1^+} \left(\frac{\partial p}{\partial \beta_2} \frac{h}{2\beta_1} + \frac{u_2 \mu}{h} \right) \beta_1 d \beta_1 H_2 d \beta_2, \quad (5)$$

где r – радиус вала.

Валидация представленной модели с использованием экспериментальных данных была представлена в [14]. На основании её результатов используемые в данной статье математическая и численная имитационная модели роторно-опорной системы считаются адекватными, а результаты проведенных с их использованием расчётов – имеющими достаточную степень достоверности.

DQN управление

DQN метод является одним из вариантов Q-обучения, в котором для формирования искомой политики поведения контроллера используются искусственные нейронные сети (ИНС). Метод реализует агентный подход, при котором в ходе обучения с подкреплением используются данные численной модели для итеративной оценки оптимальности решения задачи. DQN-agent на каждом временном шаге t получает информацию о состоянии системы S_t , на основе используемых параметров наблюдения происходит генерация управляющего сигнала A_t , в ответ на который рассчитывается вознаграждение r_t .

Во время обучения агент обучает критика $q(S, A)$ предсказывать будущую награду, которую получит алгоритм, обновляя веса ИНС критика на каждом шаге [20]:

$$g_t = r_t + \gamma r_{t+1} + \gamma^2 r_{t+2} + \dots, \quad (6)$$

где γ – дисконт-фактор.

В процессе обучения необходимо добиться минимизации ошибки между обученной функцией $q(S, A)$ и ожидаемой оптимальной функцией $q^*(S, A)$, которую можно оценить с помощью уравнения Беллмана [20]:

$$q_t^*(S_t, A_t) = r_t + \gamma \max_A [q_{t+1}(S_{t+1}, A_{t+1})]. \quad (7)$$

В роли критика в данном алгоритме выступает искусственная нейронная сеть $q(S, A)$, которая минимизирует функцию потерь [20]:

$$L(\Theta^{(k)}) = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \left(y_i - q(S_i, A_i | \Theta^{(k)}) \right)^2, \quad (8)$$

где $\Theta^{(k)}$ – веса искусственной нейронной сети; m – количество тренировочных примеров в одном мини-батче; $y_i = r_i + \gamma \max_A [q_{t+1}(S_{t+1}, A_{t+1})]$ – оценка будущего вознаграждения.

В данной работе критик основан на свёрточной искусственной нейронной сети, структура которой представлена на рис. 2.

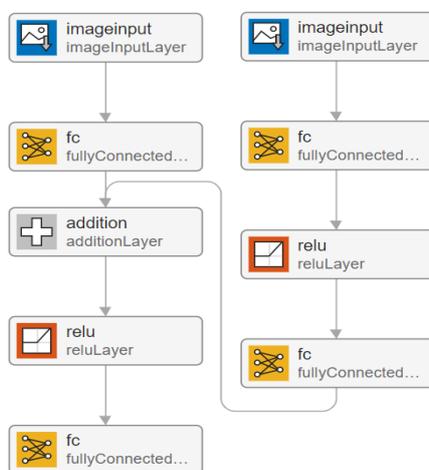


Рис. 2. Свёрточная искусственная нейронная сеть, реализующая критика в DQN-подходе

Искусственная нейронная сеть, представленная на рис. 2, состоит из трёх скрытых слоёв с 14, 18 и 18 нейронами, соответственно. При обучении в качестве входных параметров используются параметры наблюдения системы: $X_1, X_2, X_3, M, \Delta h$. Параметр Δh является безразмерным и отражает степень приближения цапфы вала в подшипнике к установленной предельной величине эксцентриситета. Такая величина выбирается из соображений безопасной работы роторно-опорной системы, в частности, минимизации риска механического контакта статора и ротора. В данной работе была установлена граница, равная $0,85h_0$, а параметр Δh вычисляется по следующей формуле:

$$\Delta h = \frac{e}{0,85h_0}, \quad (9)$$

где $e = \sqrt{X_1^2 + X_2^2}$, h_0 – радиальный зазор при данном осевом положении вала.

В свою очередь, для системы было установлено условие прерывания расчёта по аварийному событию, заданное следующим образом:

$$isdone = \begin{cases} \text{if } e \geq 0,85h_0; \\ \text{if } M \geq 7,5 \cdot 10^{-3}. \end{cases} \quad (10)$$

Награда, получаемая агентом в процессе обучения на каждом временном шаге, рассчитывается по следующей формуле:

$$reward = \begin{cases} \Delta h & \text{if } e < 0,85h_0; \\ -80 & \text{if } isdone = true. \end{cases} \quad (11)$$

Результаты

Расчёты в рамках представленного исследования проводились в программном пакете MATLAB с модулем Simulink. Модель твёрдого ротора была разработана с использованием библиотеки Simscape Multibody, для реализации DQN-контроллера использовалась библиотека Reinforcement Learning. Общая структура модели в среде Simulink показана на рис. 3. Для всех расчётов использовался ПК следующей конфигурации: процессор Intel Core i5-11600K 3.90 GHz, видеокарта NVIDIA T1000, 16 Гб оперативной памяти.

Модель роторной системы включала в себя основные блоки твёрдотельных моделей ротора и подшипника. Реакции подшипника и момент трения рассчитывались на базе искусственных нейронных сетей. Также представлены блоки для расчёта силы дисбаланса, осевой силы, создаваемой на торец вала от давления подачи жидкости, а также реакция демпфера на осевое смещение подшипника. Также в модели использовался блок контроллера на базе DQN-агента.

Базовый вариант DQN-контроллера был синтезирован на основе уравнений (6) – (8). Для обучения использовались следующие гиперпараметры: интенсивность обучения $LearnRate = 0,001$; параметры $GradientThreshold = 1$; $TargetSmoothFactor = 0,001$; $ExperienceBufferLength = 100000$; $DiscountFactor = 0,95$; $MiniBatchSize = 250$, оптимизатор – Adam.

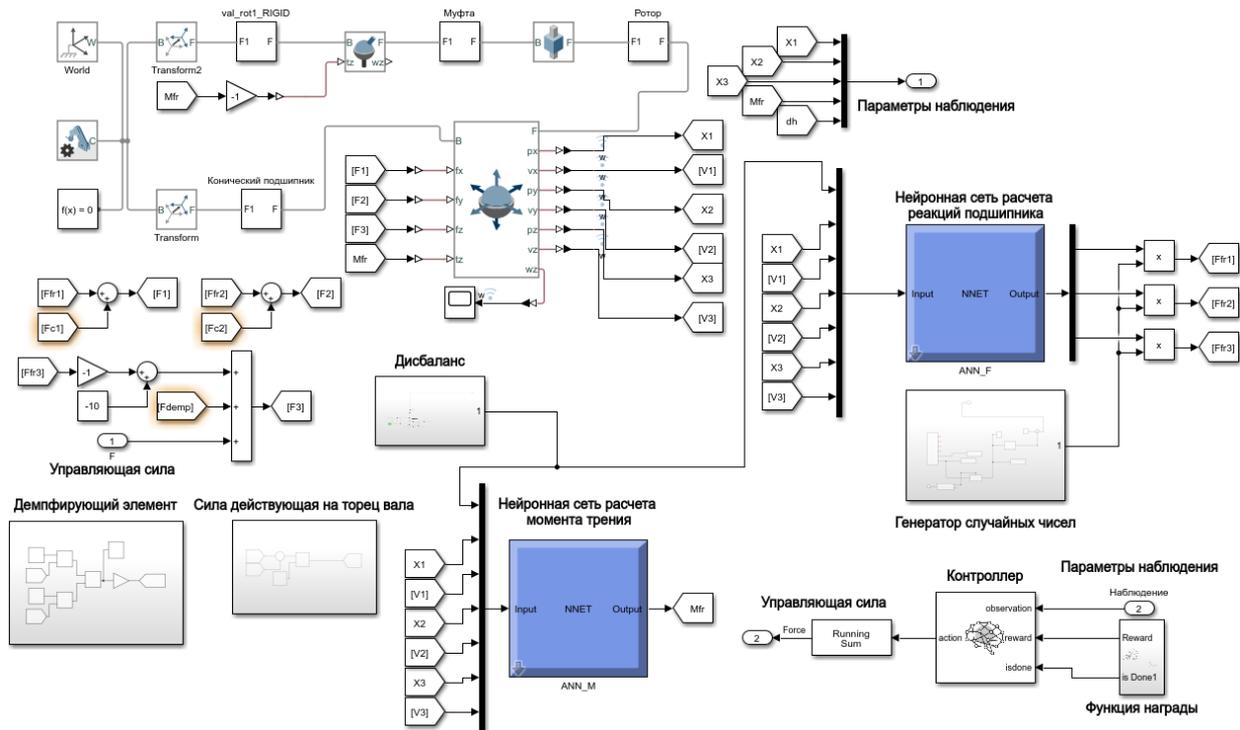


Рис. 3. Структура модели роторно-опорной системы в среде Simulink

Для непосредственного синтеза контроллеров был создан обучающий сценарий, в течение которого происходит двухкратное изменение нагрузки в виде резкого повышения дисбаланса в системе. Длительность сценария составляла 5 секунд. В моменты времени 1,25 с и 3,25 с в системе возникал дисбаланс величиной $m_u d = 7 \cdot 10^{-5}$ и длительностью 0,75 с. Задачей контроллера была генерация управляющих сигналов, приводящих к осевому смещению подвижной втулки с соответствующим изменением среднего зазора и сил смазочного слоя. Контроллер мог изменять управляющие воздействия с частотой 10 Гц. Максимальное возможное осевое смещение втулки относительно начального положения составляло от 1,2 мм до $-0,5$ мм. Для тестирования работы контроллеров также был создан дополнительный сценарий работы с дисбалансом, величина которого монотонно увеличивалась от $2 \cdot 10^{-5}$ до $9,5 \cdot 10^{-5}$ в течение 3,6 с.

Для обучения робастного контроллера была произведена предварительная оценка неопределённостей, возможных в рассматриваемой роторно-опорной системе. Для этого были выделены факторы, оказывающие наиболее значительное влияние на силовые параметры триботронной опоры.

1. Температура смазочного материала, которая зависит как от внешних условий, так и от работы самого опорного узла, поскольку разные управляемые состояния характеризуются разницей в величине вязкого трения в смазочном слое, а значит и в различных уровнях повышения температуры в нем. В свою очередь, температура оказывает влияние на вязкость смазочного материала, а значит, согласно уравнению Рейнольдса (1), и на несущую способность подшипника. Температурный режим для рассмотренной системы составлял 15...25 градусов Цельсия без учёта теплогенерации в подшипниках, а с её учётом он может быть расширен до 15...45 градусов Цельсия, согласно экспериментальным данным [21; 22]. Для смазочного материала (воды) это даёт изменение вязкости в диапазоне 0,6...1,14 мПа·с (в обратной пропорции).

2. Изменения температуры в опоре также приводит к температурным деформациям втулки и вала, что влияет на величину зазора в подшипнике, а, следовательно, на величину несущей способности. Для материалов пары трения сталь-бронза указанный выше температурный диапазон даёт изменение зазора до 5,4 мкм [23].

3. Возможная неравномерность скорости вращения вала, которая также оказывает влияние на несущую способность подшипника, принимается в 5% от номинальной установившейся скорости [24].

Для указанных диапазонов изменения параметров был произведён расчёт возможных значений несущей способности опоры при номинальном (центральном) положении втулки. Она варьировалась в диапазоне от 32,2 до 44,8 Н, что позволяет оценить величину неопределённости сил смазочного слоя как $\nu = \pm 20\%$ от номинального значения при нормальных условиях. Таким образом, при обучении робастного DQN-R регулятора в модель системы была добавлена вариабельность сил смазочного слоя в указанных пределах. В целях исследования чувствительности характеристик получаемого робастного регулятора к величине неопределённости, было обучено два варианта такого регулятора, с $\nu_1 = 10\%$ и $\nu_2 = 20\%$. Данные регуляторы поименованы, соответственно, DQN-R1 и DQN-R2. Величина отклонения при этом задавалась случайной величиной с равномерным законом распределения, значение которой изменялось на каждой эпохе обучения контроллера. Результаты процесса обучения DQN и DQN-R регуляторов представлены на рис. 4.

Тестирование контроллеров включало в себя два этапа. На первом этапе оценивались различия в поведении контроллеров при реализации одного сценария управления, на котором производилось обучение, но при различных состояниях опоры по несущей способности, находящихся на границе диапазонов обучения. Таким образом оценивалась способность регулятора выполнять свои функции в условиях неопределённостей внутренних параметров самой системы. В качестве сценария нагружения системы использовался тот же сценарий, что и в процессе обучения. Результаты тестирования контроллеров представлены на рис. 5.

Рис. 5, а, б показывают поведение управляемой системы с DQN и DQN-R1 регуляторами, когда фактическая величина сил смазочного слоя составляет 90% (рис. 5, а) и 110% (рис. 5, б) от номинальной. В целом, оба регулятора демонстрируют схожую политику управления. Ей свойственно превентивное уменьшение зазора перед увеличением дисбаланса, после чего регуляторы стремятся уменьшить момент трения за счёт увеличения зазора и смещения втулки в положительную область. Вместе с тем, последнее действие приводит к увеличению амплитуды колебаний ротора. За счёт оптимизации политики в процессе обучения регуляторы переводят систему в установившееся состояние вблизи установленной границы $0,85h_0$. Данное состояние характеризуется допустимыми величинами перемещений цапфы и минимально возможным при этом моментом трения в смазочном слое. При этом управляющие сигналы контроллеров DQN и DQN-R1 в основном идентичны, однако робастный DQN-R1 регулятор обеспечивает несколько более плавное изменение управляющих сигналов при смене режимов нагружения.

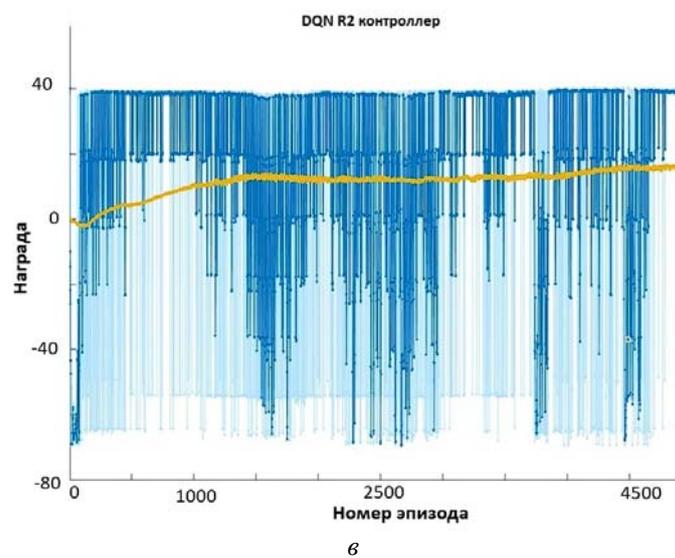
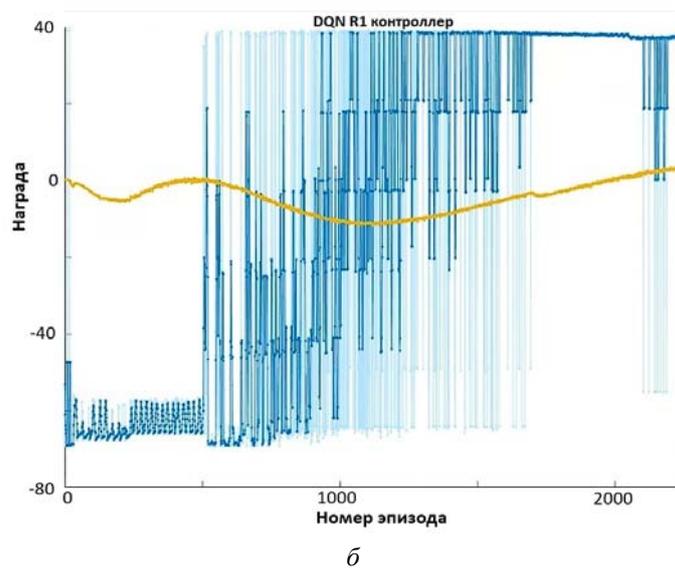
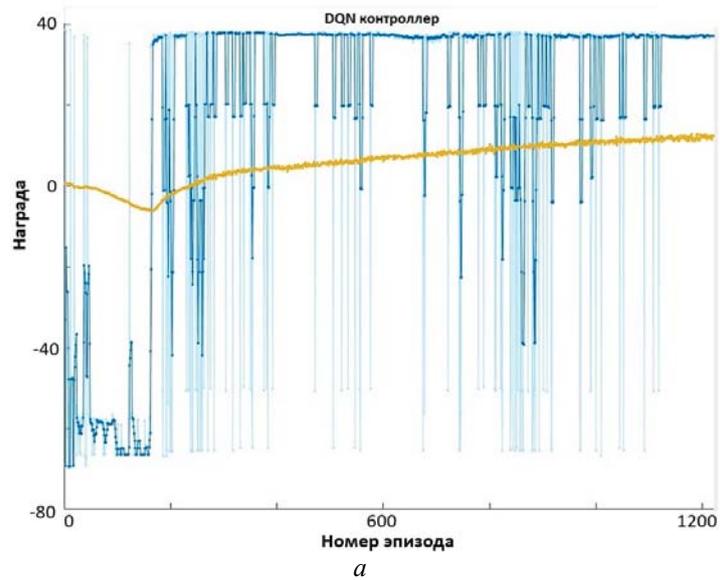
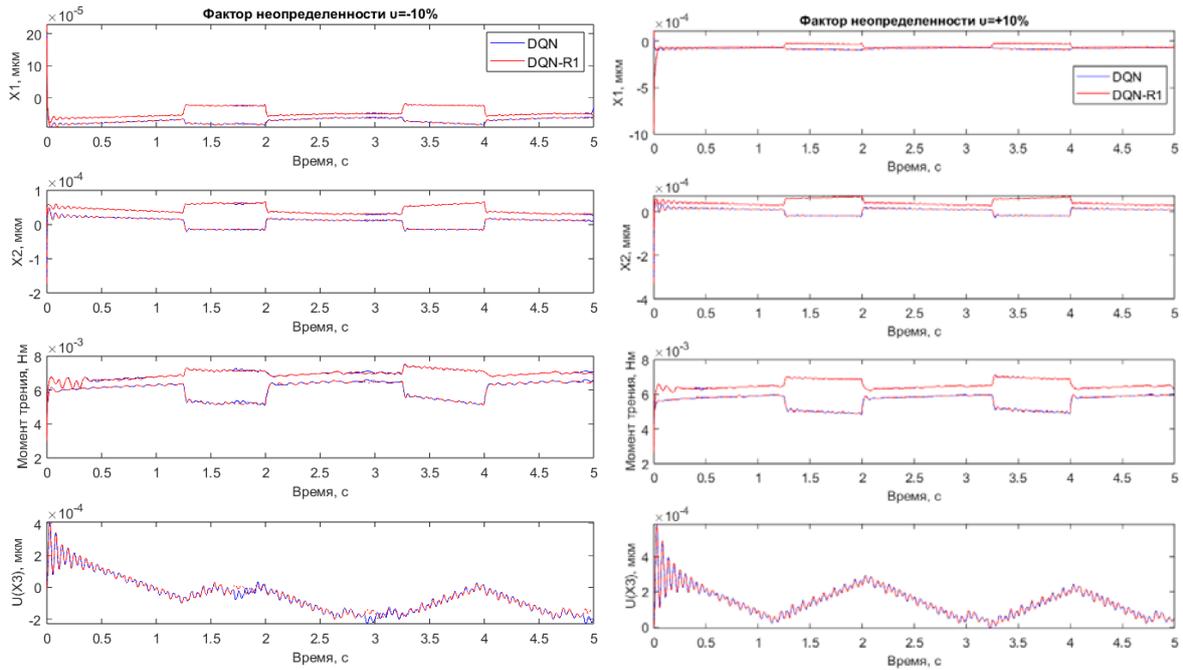
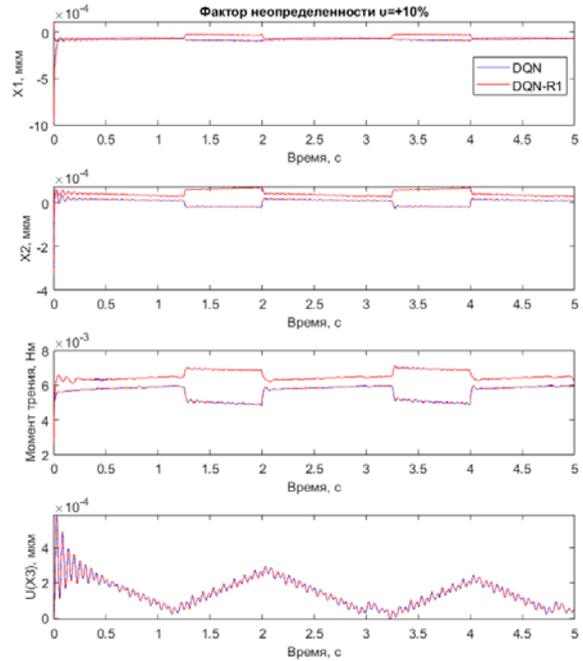


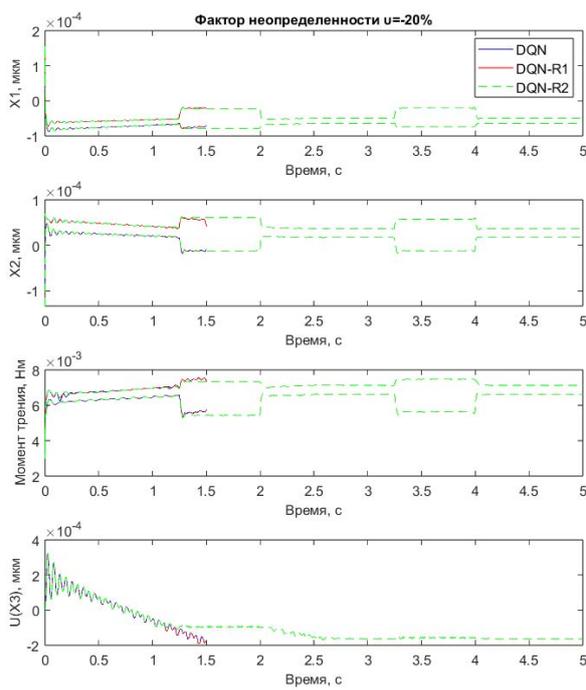
Рис. 4. Процесс обучения контроллеров: *a* – DQN; *б* – DQN-R1; *в* – DQN-R2



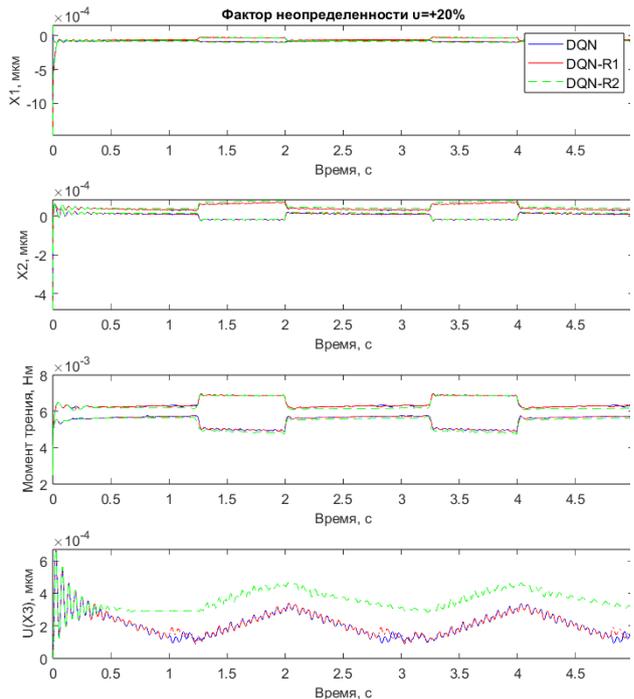
а



б



в



г

Рис. 5. Тестирование регуляторов при наибольших отклонениях параметрах системы (сигналы перемещений представлены их огибающими):
а – $\nu = -10\%$; б – $\nu = 10\%$; в – $\nu = -20\%$; г – $\nu = 20\%$

Рис. 5, в, г показывают поведение управляемой системы с DQN и DQN-R2 регуляторами, когда фактическая величина сил смазочного слоя составляет 80% (рис. 5, в) и 120% (рис. 5, г) от номинальной. В данном случае между контроллерами наблюдаются более существенные различия в реализуемой политике управления, чем для случая обучения с установленным уровнем неопределённости $\nu = 10\%$. Ключевым отличием является то, что при снижении несущей способности опоры на 20% DQN и DQN-R2 регуляторы допускают превышение установленной границы перемещений цапфы по прошествии приблизительно 1,5 секунды сценария. В тех же условиях DQN-R2 обеспечивает полное выполнение сценария, не допуская аварийного режима работы. Это обеспечивается более сдержанной политикой реагирования на возмущающие воздействия, что приводит к менее выраженным колебаниям управляющего сигнала, как высоко-, так и низкочастотных.

На втором этапе тестирования оценивались различия в поведении синтезированных контроллеров при номинальном состоянии системы, но с различными величинами внешнего воздействия. Для этого к системе применялась непрерывно изменяющаяся величина дисбаланса ротора, которая равномерно возрастала от $2 \cdot 10^{-5}$ до $9,5 \cdot 10^{-5}$ в течение 3,6 секунд тестового сценария. В этом сценарии также была предусмотрена аварийная остановка системы при достижении цапфой относительного эксцентриситета $e = 0,85$, при котором возможен переход к смешанному режиму трения в подшипнике и существует риск повреждения трущихся поверхностей. Результаты тестирования показаны на рис. 6.

В данном случае также наблюдаются значительные различия между рассмотренными вариантами контроллеров. Как и в случае с неопределенностями внутренних параметров роторно-опорной системы, DQN-R2 регулятор обеспечивает более сдержанную стратегию управления, лишь незначительно подстраивая положение исполнительного органа в ответ на увеличивающееся внешнее воздействие. При этом в течение всего времени моделирования цапфа ротора не выходила за установленное предельное значение эксцентриситета. В тех же условиях DQN-R2 регулятор показывает более значительные колебания управляющего сигнала, первоначально снижая его, а затем вновь повышая. В совокупности с дополнительной неравномерностью сигнала из-за наличия в нём более высокочастотной составляющей, система вышла на аварийный режим через 4 секунды сценария. Обычный DQN-регулятор при этом допустил переход к аварийному режиму уже через 3,6 секунды, и показывал в целом меньшую способность адаптироваться к изменению внешнего воздействия.

Таким образом, предложенный метод синтеза робастного управления на основе DQN алгоритмов показал преимущества в условиях неопределённостей, как во внутренних параметрах системы, так и во внешних воздействиях. Вероятно, в процессе обучения регулятора стратегии управления с большими скоростями изменения управляющих сигналов оказывались неэффективными. В условиях изменчивости параметров системы это приводило к выходу системы за установленные пределы и начислению штрафов. При этом подобные изменения в выбранной политике регулирования становятся более заметными при повышении уровня неопределённости в модели системы. Между DQN-R1 и DQN-R2 контроллерами наблюдаются существенно большие различия в политике управления, чем между DQN и DQN^R₁₀. Это говорит о нелинейном изменении свойств регулятора в ответ на изменение величины проявляющихся в системе неопределённостей. Данный вопрос требует дальнейшего углублённого изучения.

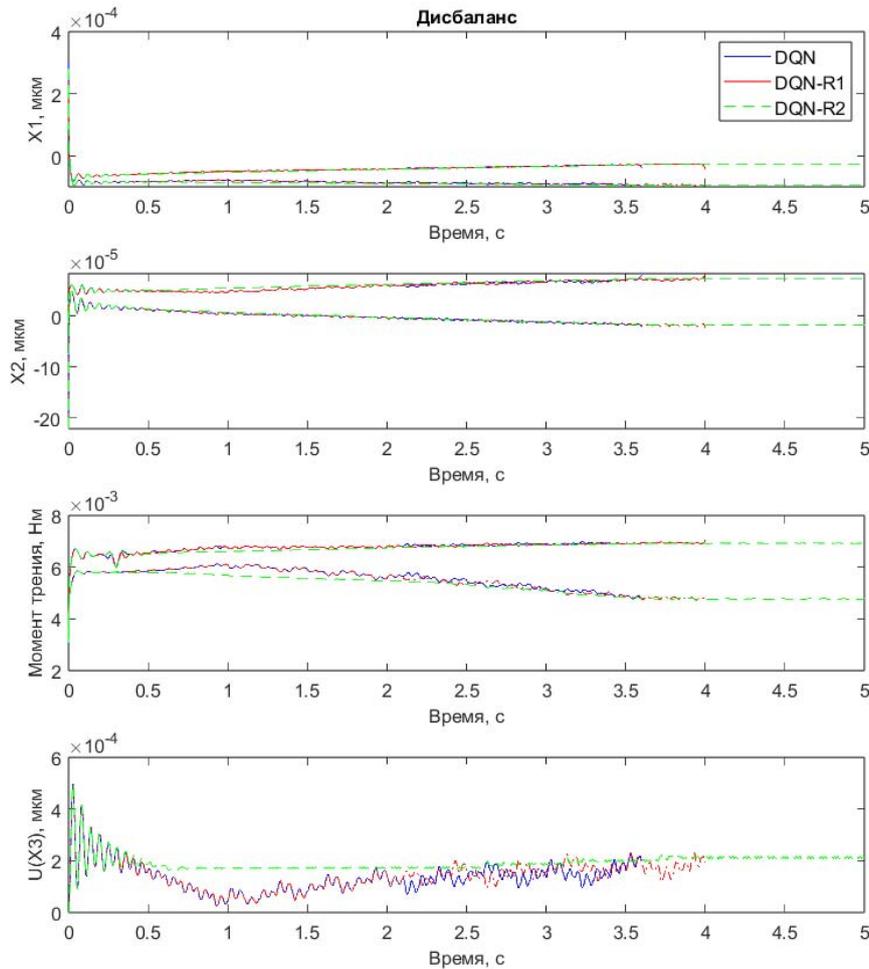


Рис. 6. Тестирование регуляторов при неопределенности внешнего воздействия

Вместе с тем, контроллеры на основе стандартного DQN подхода обеспечивают более быструю адаптацию системы к изменяющимся воздействиям и способность к превентивному реагированию на возможные воздействия, чем робастные DQN-R контроллеры.

Отмеченные различия позволяют в целом произвести разграничение сферы применения указанных методов. Так, стандартный DQN подход ввиду его отмеченных свойств может быть использован для контроллеров триботронных опор, где риск возникновения предельных нагрузок невелик, но важна способность к более быстрой адаптации режимов работы роторно-опорной системы. Потенциальной областью применения могут быть высокоскоростные роторные машины с постоянной или переменной частотой вращения и неравномерностью схем нагружения, например, турбокомпрессоры, турбодетандеры, газотурбинные установки и т.п. Робастное DQN-R управление, напротив, более целесообразно применять в системах, где изменения в параметрах системы и внешних воздействиях менее динамичны, но существует риск возникновения критических нагрузок и аварийного выхода из строя оборудования. Потенциальной областью применения могут служить высоконагруженные роторные машины, такие, как центрифуги, дробилки, опоры прокатных станов и т.п.

Заключение

Интеллектуальные контроллеры на базе методов обучения с подкреплением, в частности, глубокого нейросетевого Q-обучения с подкреплением (DQN), позволяют реализовывать в триботронных роторно-опорных системах комплексные стратегии оптимального управления, учитывающие сразу несколько целевых параметров. Так, для конической опоры с регулируемым осевым смещением втулки были синтезированы DQN-контроллеры, реализующие связанную минимизацию амплитуд перемещений цапфы в подшипнике и момента вязкого трения в смазочном слое. Кроме того, предложенный метод обучения DQN-контроллеров позволяет создавать регуляторы с робастными свойствами, обеспечивая устойчивость системы к неопределённостям её внутренних параметров и внешних воздействий. Синтезированные робастные DQN-R контроллеры в ходе численных экспериментов показали более устойчивую работу в таких условиях по сравнению с обычным DQN контроллером. Кроме того, робастность получаемых DQN-R контроллеров также зависит от величины неопределённости, учтённой в численной модели роторно-опорной системы при её обучении. Данные зависимости, как и метод синтеза робастных DQN-R контроллеров в целом, требует дальнейшего, более комплексного исследования, для установления его ключевых особенностей, возможностей и ограничений.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-19-00789, <https://rscf.ru/project/22-19-00789/>.

Библиографический список

1. Santos I.F. Controllable sliding bearings and controllable lubrication principles – An overview // *Lubricants*. 2018. V. 6, Iss. 1. DOI: 10.3390/lubricants6010016
2. Santos I.F. Trends in controllable oil film bearings // *IUTAM Bookseries*. 2011. V. 25. P. 185-199. DOI: 10.1007/978-94-007-0020-8_17
3. Bently D.E., Grant J.W., Hanifan P.C. Active controlled hydrostatic bearings for a new generation of machines // *Proceedings of the ASME Turbo Expo (May, 8-11, 2000, Munich)*. 2000. V. 2. DOI: 10.1115/2000-GT-0354
4. Santos I.F., Nicoletti R., Scalabrin A. Feasibility of applying active lubrication to reduce vibration in industrial compressors // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2004. V. 126, Iss. 4. P. 848-854. DOI: 10.1115/1.1765123
5. Rehman W.U., Jiang G., Luo Y., Wang Y., Khan W., Rehman Sh.U., Iqbal N. Control of active lubrication for hydrostatic journal bearing by monitoring bearing clearance // *Advances in Mechanical Engineering*. 2018. V. 10, Iss. 4. DOI: 10.1177/1687814018768142
6. Rehman W.U., Luo Y., Wang Y., Jiang G., Iqbal N., Rehman Sh.U., Bibi Sh. Fuzzy logic-based intelligent control for hydrostatic journal bearing // *Measurement and Control*. 2019. V. 52, Iss. 3-4. P. 229-243. DOI: 10.1177/0020294019830110
7. Gupta S., Biswas P.K., Aljafari B., Thanikanti S.B., Das S.K. Modelling, simulation and performance comparison of different membership functions based fuzzy logic control for an active magnetic bearing system // *The Journal of Engineering*. 2023. V. 2023, Iss. 2. DOI: 10.1049/tje2.12229
8. Camino J.F., Santos I.F. A periodic linear-quadratic controller for suppressing rotor-blade vibration // *Journal of Vibration and Control*. 2019. V. 25, Iss. 17. P. 2351-2364. DOI: 10.1177/1077546319853358

9. Zhang G., Liu M., Zou H., Wang X., Xi G. Vibration control of a rotor-magnetic bearing system on the moving base through H_∞ control // Proceedings of the ASME Turbo Expo (June, 26-30, 2023, Boston). 2023. V. 11B. DOI: 10.1115/GT2023-102528
10. Li S., Babin A., Shutin D., Kazakov Yu., Liu Y., Chen Zh., Savin L. Active hybrid journal bearings with lubrication control: Towards machine learning // Tribology International. 2022. V. 175. DOI: 10.1016/j.triboint.2022.107805
11. Luo L., Zhao N., Zhu Y., Sun Y. A* guiding DQN algorithm for automated guided vehicle pathfinding problem of robotic mobile fulfillment systems // Computers & Industrial Engineering. 2023. V. 178. DOI: 10.1016/j.cie.2023.109112
12. Train DQN agent to swing up and balance pendulum. <https://www.mathworks.com/help/reinforcement-learning/ug/train-dqn-agent-to-swing-up-and-balance-pendulum.html>
13. Yu Y., Liu Y., Wang J., Noguchi N., He Y. Obstacle avoidance method based on double DQN for agricultural robots // Computers and Electronics in Agriculture. 2023. V. 204. DOI: 10.1016/j.compag.2022.107546
14. Kazakov Y.N., Kornaev A.V., Shutin D.V., Li Sh., Savin L.A. Active fluid-film bearing with deep q-network agent-based control system // Journal of Tribology. 2022. V. 144, Iss. 8. DOI: 10.1115/1.4053776
15. Kazakov Yu.N., Kornaev A.V., Shutin D.V., Kornaeva E.P., Savin L.A. Reducing rotor vibrations in active conical fluid film bearings with controllable gap // Russian Journal of Nonlinear Dynamics. 2022. V. 18, no. 5. P. 873-883. DOI: 10.20537/nd221226
16. Genkin M., McArthur J.J. A transfer learning approach to minimize reinforcement learning risks in energy optimization for automated and smart buildings // Energy and Buildings. 2024. V. 303. DOI: 10.1016/j.enbuild.2023.113760
17. Kitchat K., Lin M.-H., Chen H.-Sh., Sun M.T., Sakai K., Ku W.-Sh., Surasak T. A deep reinforcement learning system for the allocation of epidemic prevention materials based on DDPG // Expert Systems with Applications. 2024. V. 242. DOI: 10.1016/j.eswa.2023.122763
18. He X., Hu Zh., Yang H., Lv Ch. Personalized robotic control via constrained multi-objective reinforcement learning // Neurocomputing. 2024. V. 565. DOI: 10.1016/j.neucom.2023.126986
19. Baltes J., Christmann G., Saeedvand S. A deep reinforcement learning algorithm to control a two-wheeled scooter with a humanoid robot // Engineering Applications of Artificial Intelligence. 2023. V. 126. DOI: 10.1016/j.engappai.2023.106941
20. Deep Q-network agent. <https://www.mathworks.com/help/reinforcement-learning/ug/dqn-agents.html>
21. Antunovic R., Halep A., Bucko M., Peric S. Mathematical model for temperature change of a journal bearing // Thermal Science. 2018. V. 22, Iss. 1, Part A. P. 323-333. DOI: 10.2298/tsci160713109a
22. Kelly E., Amagbor A., Blessing T. Design and fabrication of a journal bearing test rig for pressure and temperature variation evaluation // NIPES Journal of Science and Technology Research. 2022. V. 4, Iss. 1. P. 234-243. DOI: 10.37933/nipes/4.1.2022.20
23. Савин Л.А., Соломин О.В. Моделирование роторных систем с опорами жидкостного трения. М.: Машиностроение-1, 2006. 443 с.
24. Sozinando D.F., Tchomeni B.X., Alugongo A.A. Experimental study of coupled torsional and lateral vibration of vertical rotor-to-stator contact in an inviscid fluid // Mathematical and Computational Applications. 2023. V. 28, Iss. 2. DOI: 10.3390/mca28020044

INTELLIGENT ROBUST CONTROLLERS FOR TRIBOTRONIC CONICAL FLUID FILM BEARINGS

© 2024

- Yu. N. Kazakov** Postgraduate Student of the Department of Mechatronics, Mechanics and Robotics;
Orel State University named after I.S. Turgenev, Orel, Russian Federation;
KazakYurii@yandex.ru
- D. V. Shutin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Mechatronics, Mechanics and Robotics;
Orel State University named after I.S. Turgenev, Orel, Russian Federation;
rover.ru@gmail.com
- L. A. Savin** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Mechatronics, Mechanics and Robotics;
Orel State University named after I.S. Turgenev, Orel, Russian Federation;
savin3257@mail.ru

The article presents the results of the development of means for intelligent robust control of the parameters of a tribotronic rotor-support system with a tapered bearing with a removable bush. The proposed controller is implemented on the basis of deep Q-network reinforcement learning (DQN) synthesized on the basis of a numerical model of a rotor support system. The control strategy involved simultaneous control of the shaft position and friction in the lubrication layer. Methods for control synthesis are presented for both a deterministic system and a system with stochastic parameters. In the latter case, a controller synthesis technique is proposed that takes into account uncertainties in the system at the training stage. Testing of the resulting controllers shows the better ability of a controller trained to take into account uncertainties to cope with variable loads, as well as predict possible changes in the system and proactively transfer the system to more advantageous states.

Tribotronic bearings; conical bearings; intelligent controllers; DQN; optimal control; robust control

Citation: Kazakov Yu.N., Shutin D.V., Savin L.A. Intelligent robust controllers for tribotronic conical fluid film bearings. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 94-110.
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-94-110

References

1. Santos I.F. Controllable sliding bearings and controllable lubrication principles – An overview. *Lubricants*. 2018. V. 6, Iss. 1. DOI: 10.3390/lubricants6010016
2. Santos I.F. Trends in controllable oil film bearings. *IUTAM Bookseries*. 2011. V. 25. P. 185-199. DOI: 10.1007/978-94-007-0020-8_17
3. Bently D.E., Grant J.W., Hanifan P.C. Active controlled hydrostatic bearings for a new generation of machines. *Proceedings of the ASME Turbo Expo (May, 8-11, 2000, Munich)*. 2000. V. 2. DOI: 10.1115/2000-GT-0354
4. Santos I.F., Nicoletti R., Scalabrin A. Feasibility of applying active lubrication to reduce vibration in industrial compressors. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2004. V. 126, Iss. 4. P. 848-854. DOI: 10.1115/1.1765123
5. Rehman W.U., Jiang G., Luo Y., Wang Y., Khan W., Rehman Sh.U., Iqbal N. Control of active lubrication for hydrostatic journal bearing by monitoring bearing clearance. *Advances in Mechanical Engineering*. 2018. V. 10, Iss. 4. DOI: 10.1177/1687814018768142
6. Rehman W.U., Luo Y., Wang Y., Jiang G., Iqbal N., Rehman Sh.U., Bibi Sh. Fuzzy logic-based intelligent control for hydrostatic journal bearing. *Measurement and Control*. 2019. V. 52, Iss. 3-4. P. 229-243. DOI: 10.1177/0020294019830110
7. Gupta S., Biswas P.K., Aljafari B., Thanikanti S.B., Das S.K. Modelling, simulation and performance comparison of different membership functions based fuzzy logic control for

an active magnetic bearing system. *The Journal of Engineering*. 2023. V. 2023, Iss. 2. DOI: 10.1049/tje2.12229

8. Camino J.F., Santos I.F. A periodic linear-quadratic controller for suppressing rotor-blade vibration. *Journal of Vibration and Control*. 2019. V. 25, Iss. 17. P. 2351-2364. DOI: 10.1177/1077546319853358

9. Zhang G., Liu M., Zou H., Wang X., Xi G. Vibration control of a rotor-magnetic bearing system on the moving base through H_∞ control. *Proceedings of the ASME Turbo Expo (June, 26-30, 2023, Boston)*. 2023. V. 11B. DOI: 10.1115/GT2023-102528

10. Li S., Babin A., Shutin D., Kazakov Yu., Liu Y., Chen Zh., Savin L. Active hybrid journal bearings with lubrication control: Towards machine learning. *Tribology International*. 2022. V. 175. DOI: 10.1016/j.triboint.2022.107805

11. Luo L., Zhao N., Zhu Y., Sun Y. A* guiding DQN algorithm for automated guided vehicle pathfinding problem of robotic mobile fulfillment systems. *Computers & Industrial Engineering*. 2023. V. 178. DOI: 10.1016/j.cie.2023.109112

12. Train DQN agent to swing up and balance pendulum. Available at: <https://www.mathworks.com/help/reinforcement-learning/ug/train-dqn-agent-to-swing-up-and-balance-pendulum.html>

13. Yu Y., Liu Y., Wang J., Noguchi N., He Y. Obstacle avoidance method based on double DQN for agricultural robots. *Computers and Electronics in Agriculture*. 2023. V. 204. DOI: 10.1016/j.compag.2022.107546

14. Kazakov Y.N., Kornaev A.V., Shutin D.V., Li Sh., Savin L.A. Active fluid-film bearing with deep q-network agent-based control system. *Journal of Tribology*. 2022. V. 144, Iss. 8. DOI: 10.1115/1.4053776

15. Kazakov Yu.N., Kornaev A.V., Shutin D.V., Kornaeva E.P., Savin L.A. Reducing rotor vibrations in active conical fluid film bearings with controllable gap. *Russian Journal of Nonlinear Dynamics*. 2022. V. 18, no. 5. P. 873-883. DOI: 10.20537/nd221226

16. Genkin M., McArthur J.J. A transfer learning approach to minimize reinforcement learning risks in energy optimization for automated and smart buildings. *Energy and Buildings*. 2024. V. 303. DOI: 10.1016/j.enbuild.2023.113760

17. Kitchat K., Lin M.-H., Chen H.-Sh., Sun M.T., Sakai K., Ku W.-Sh., Surasak T. A deep reinforcement learning system for the allocation of epidemic prevention materials based on DDPG. *Expert Systems with Applications*. 2024. V. 242. DOI: 10.1016/j.eswa.2023.122763

18. He X., Hu Zh., Yang H., Lv Ch. Personalized robotic control via constrained multi-objective reinforcement learning. *Neurocomputing*. 2024. V. 565. DOI: 10.1016/j.neucom.2023.126986

19. Baltes J., Christmann G., Saeedvand S. A deep reinforcement learning algorithm to control a two-wheeled scooter with a humanoid robot. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*. 2023. V. 126. DOI: 10.1016/j.engappai.2023.106941

20. Deep Q-network agent. Available at: <https://www.mathworks.com/help/reinforcement-learning/ug/dqn-agents.html>

21. Antunovic R., Halep A., Bucko M., Peric S. Mathematical model for temperature change of a journal bearing. *Thermal Science*. 2018. V. 22, Iss. 1, Part A. P. 323-333. DOI: 10.2298/tsci160713109a

22. Kelly E., Amagbor A., Blessing T. Design and fabrication of a journal bearing test rig for pressure and temperature variation evaluation. *NIPES Journal of Science and Technology Research*. 2022. V. 4, Iss. 1. P. 234-243. DOI: 10.37933/nipes/4.1.2022.20

23. Savin L.A., Solomin O.V. *Modelirovanie rotornykh sistem s oporami zhidkostnogo treniya* [Modeling of rotor systems with fluid friction supports]. Moscow: Mashinostroenie-1 Publ., 2006. 443 p.

24. Sozinando D.F., Tchomeni B.X., Alugongo A.A. Experimental study of coupled torsional and lateral vibration of vertical rotor-to-stator contact in an inviscid fluid. *Mathematical and Computational Applications*. 2023. V. 28, Iss. 2. DOI: 10.3390/mca28020044

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ ИСПЫТАНИЯ КАМЕРЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ ТОПЛИВЕ

© 2024

- А. И. Мустейкис** старший преподаватель кафедры «Двигатели и энергоустановки ЛА»; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург; musteikis_ai@voenmeh.ru
- А. А. Левихин** кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой «Двигатели и энергоустановки ЛА» Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург; levikhin_aa@voenmeh.ru
- С. В. Колосенок** кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник НИЛ «БАКТС» Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург; martyn2k@vandex.ru

Представлены предварительные результаты разработки и исследовательских испытаний камеры ракетного двигателя с тягой 100 Н на компонентах топлива газообразный кислород – газообразный водород, предназначенного для использования в качестве маршевого двигателя малого разгонного блока для вывода полезной нагрузки массой до 150 кг на целевые орбиты. Основными особенностями камеры двигателя являются изготовление методом селективного лазерного плавления из порошка стали 12Х18Н10Т и её регенеративное охлаждение газообразным водородом. Расчётно и экспериментально подтверждена возможность регенеративного охлаждения камеры на номинальном режиме. Приведены текущие результаты разработки методики оптической регистрации процесса выноса конструкционного материала из камеры в ходе испытаний с помощью различных светофильтров. Показано, что имеется корреляция яркости полученных кадров с расходом водорода. Также показано, что догорание выносимых частиц материала в отличие от двигателей больших тяг происходит в основном в хвосте струи.

Ракетный двигатель малой тяги; газообразные компоненты топлива; регенеративное охлаждение; оптическая диагностика

Цитирование: Мустейкис А.И., Левихин А.А., Колосенок С.В. Разработка и исследовательские испытания камеры ракетного двигателя малой тяги на газообразном топливе // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 111-118. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-111-118

В научно-исследовательской лаборатории «Беспилотные авиационно-космические транспортные системы» (НИЛ «БАКТС») Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова в настоящее время ведётся разработка ракетного двигателя малой тяги на экологически чистых газообразных компонентах топлива с тягой 100 Н для перспективного малого разгонного блока (МРБ) с максимальной массой 80 кг, способного осуществлять разведение космических аппаратов с опорной орбиты 500 км по индивидуальным орбитам высотой до 1500 км.

В качестве газообразных компонентов топлива рассматриваются следующие газовые топливные пары: кислород – водород; кислород – метан. В работе [1] обоснован выбор исходных параметров данных компонентов в баках с учётом ограничений МРБ. Преимуществом газообразного водорода является высокий удельный импульс в паре с кислородом, а также его высокая охлаждающая способность. Преимуществом газооб-

разного метана является его значительно более высокая плотность по сравнению с водородом.

Подобные разработки также ведутся в Южно-Уральском государственном университете [2]; Самарском университете; Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана; Московском авиационном институте [3].

Основными отличиями разрабатываемого двигателя от имеющихся аналогов является изготовление камеры двигателя методом селективного лазерного плавления металлических порошков и регенеративное охлаждение газообразным горючим, что позволяет использовать для её создания распространённые конструкционные материалы, например, нержавеющую сталь или хромистую бронзу. При этом проблемы регенеративного охлаждения камеры ракетного двигателя малой тяги на подобных компонентах по настоящее время до конца не изучены.

На этапе исследовательских испытаний конструкции системы смесеобразования и камеры сгорания создан функциональный макет камеры двигателя из порошка стали 12X18H10T (рис. 1) с так называемым «атмосферным» соплом и давлением на срезе 0,05 МПа. Компоненты топлива: кислород (газ) – водород (газ). Массовое соотношение компонентов равно 4. Расчётная тяга макета составляет 77 Н. Разработка конструкции камеры макета осуществлялась с использованием разработанного программного обеспечения на языке MATLAB (свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2022669443). Конструкция форсуночной головки, параметры камеры сгорания и дозвукового участка сопла при этом соответствуют реальному двигателю. Это позволяет, в том числе, исследовать регенеративное охлаждение камеры сгорания и наиболее теплонапряженного участка сопловой части в области критического сечения.

Расчёт параметров охлаждающей проточной части проводился по методике В.М. Иевлева [4], модифицированной с учётом применения газообразного хладагента и наличия шероховатости стенок камеры. Наиболее подходящим для данного метода производства является применение оребрённой охлаждающей проточной части с прямыми прямоугольными рёбрами. Исследования также проводились на камере с винтовыми рёбрами с углом наклона винтовой линии 50 градусов. Полученные расчётные значения температур стенок камеры с прямыми рёбрами и хладагента (рис. 2) демонстрируют возможность осуществления регенеративного охлаждения камеры макета газообразным водородом. Максимальное значение температуры стенки камеры не превышало 1000 К, что является допустимым уровнем температуры для стали марки 12X18H10T.

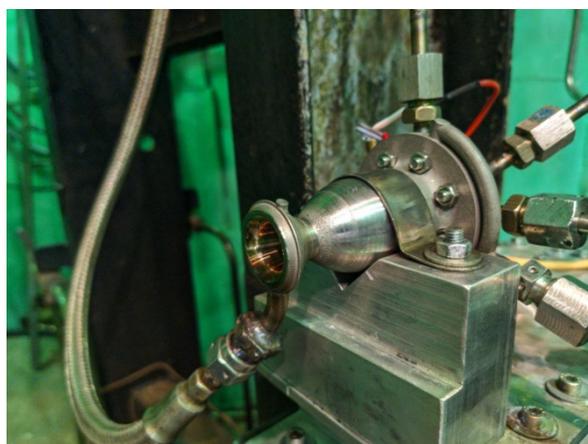


Рис. 1. Функциональный макет камеры на исследовательском стенде

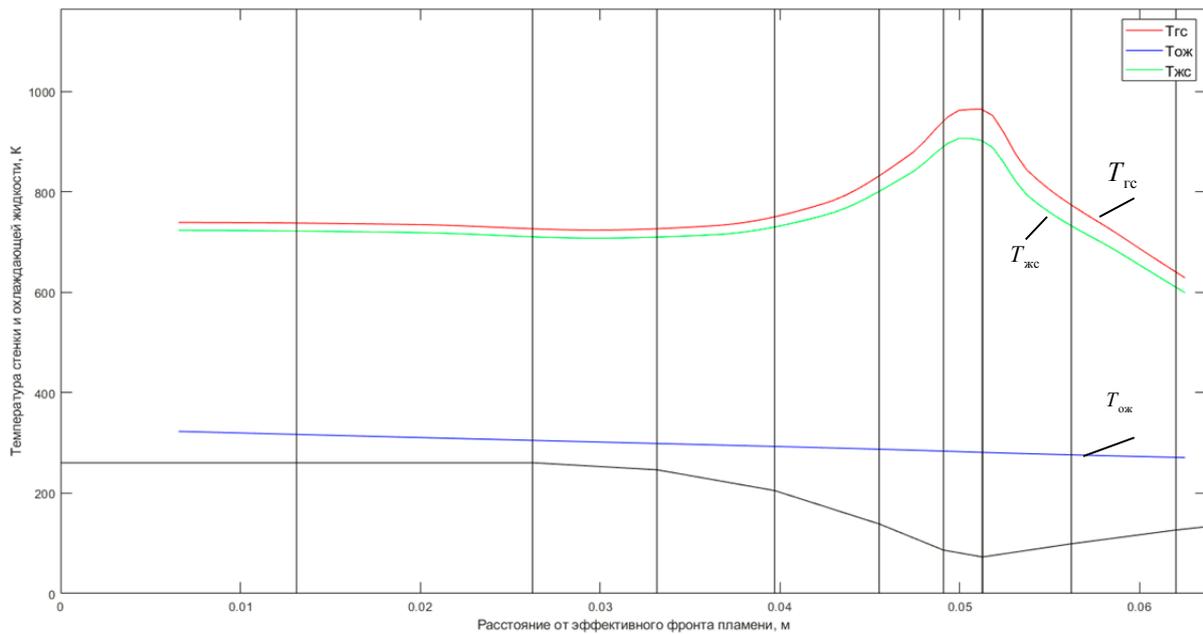


Рис. 2. Распределение температур стенки камеры и хладагента по длине камеры:
 $T_{гс}$ – температура стенки со стороны продуктов сгорания; $T_{ож}$ – температура хладагента;
 $T_{жс}$ – температура стенки со стороны хладагента

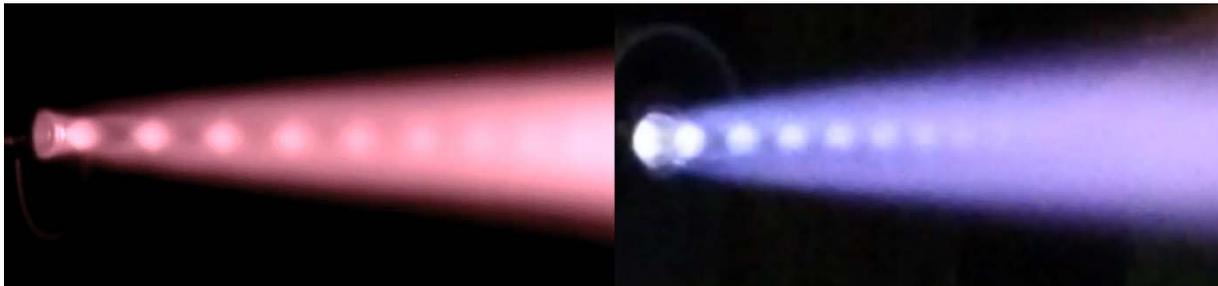


Рис. 3. Работа функционального макета камеры с регенеративным охлаждением, слева фото в инфракрасном диапазоне, справа в видимом диапазоне

Предварительные результаты исследовательских испытаний регенеративного охлаждения камеры (рис. 3) подтверждают возможность охлаждения конструкции газобразным водородом.

Дальнейший план исследований включает экспериментальную верификацию методики расчёта охлаждения камеры газобразными компонентами, исследовательские испытания функционального макета камеры на компонентах кислород (газ) – метан (газ). Параллельно с испытанием регенеративного охлаждения была доработана методика фоторегистрации явлений выноса материала камеры во время пусков, ранее описанная в [5].

На рис. 4 представлены фото выхлопных струй и областей догорания водорода, полученные на сенсоре Sony IMX477 через интерференционный светофильтр с центральной длиной волны 590 нм и шириной полосы пропускания 30 нм на $T = 50\%$ производителя JVLAB (Optical Test Meters Store). В струе, содержащей продукты выноса конструкционных материалов камеры сгорания, излучают молекулы соединений железа и хрома [5]. Угол отклонения луча от перпендикуляра к плоскости фильтра на краю кадра достигал 6° . Частота кадров составляла 85 Гц, размер кадра 1024×360 , глубина цвета 8 бит, упаковка видеоданных в формате H.264 (уровень 4.2), плотность потока видео до 1 МБ/с.

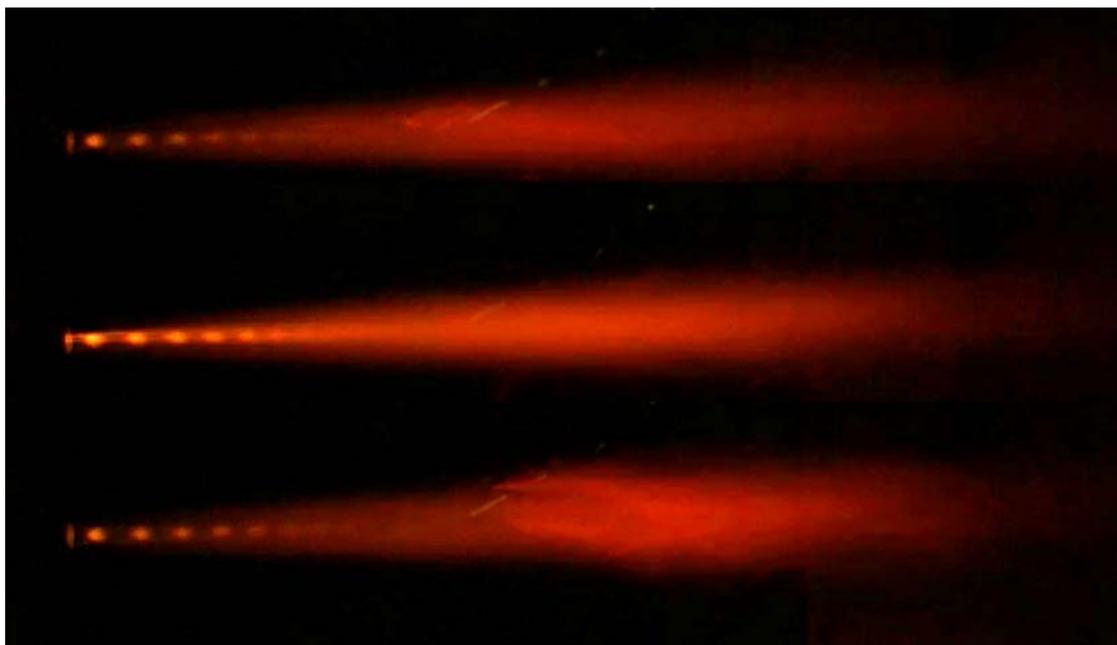


Рис. 4. Кадры видеозаписи струй продуктов сгорания через светофильтр

Сигналы показаний расходомеров и датчиков регистрировались с интервалом 375 мс. Обработка видеозаписи включала в себя выделение кадров с помощью пакета `ffmpeg`, при этом формировались файлы формата PNG. Затем файлы обрабатывались программой на языке Python 3.8 по методу, описанному в [6]. При оценке излучения струи её оптической толщиной пренебрегали. Полученные значения яркостей для каждого кадра осреднялись по интервалу 375 мс. Число полных интервалов на данный пуск составило 143. Результаты расчётов представлены на рис. 5, 6.

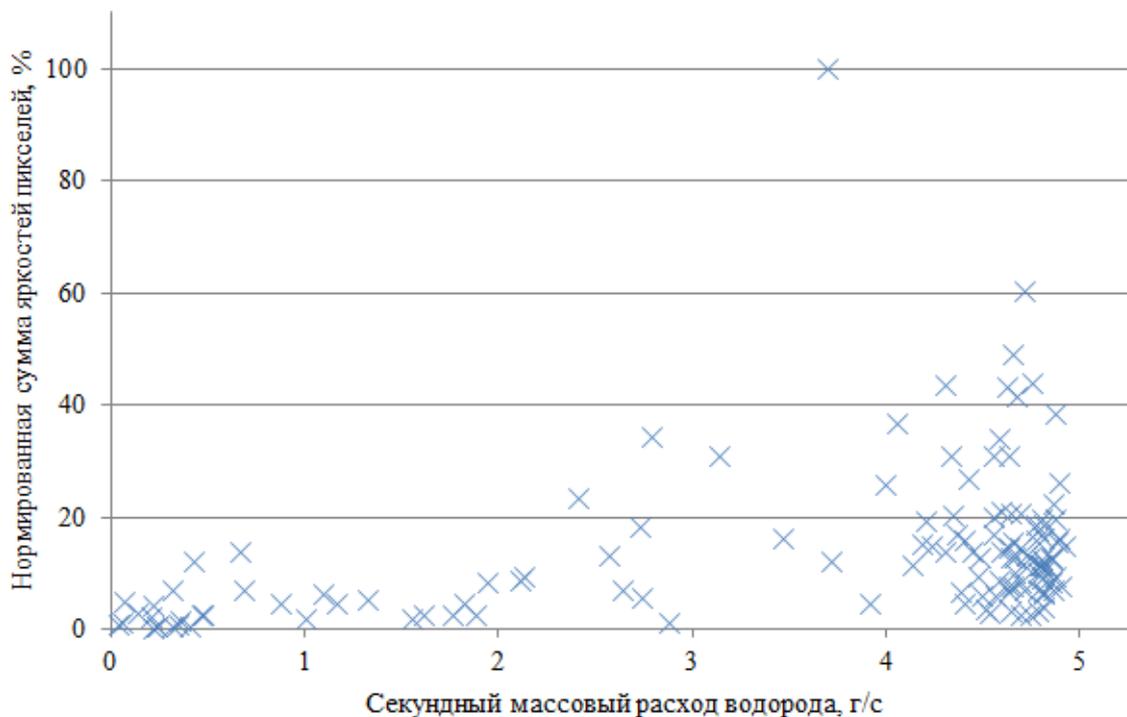


Рис. 5. Яркость излучения продуктов сгорания в зависимости от расхода водорода

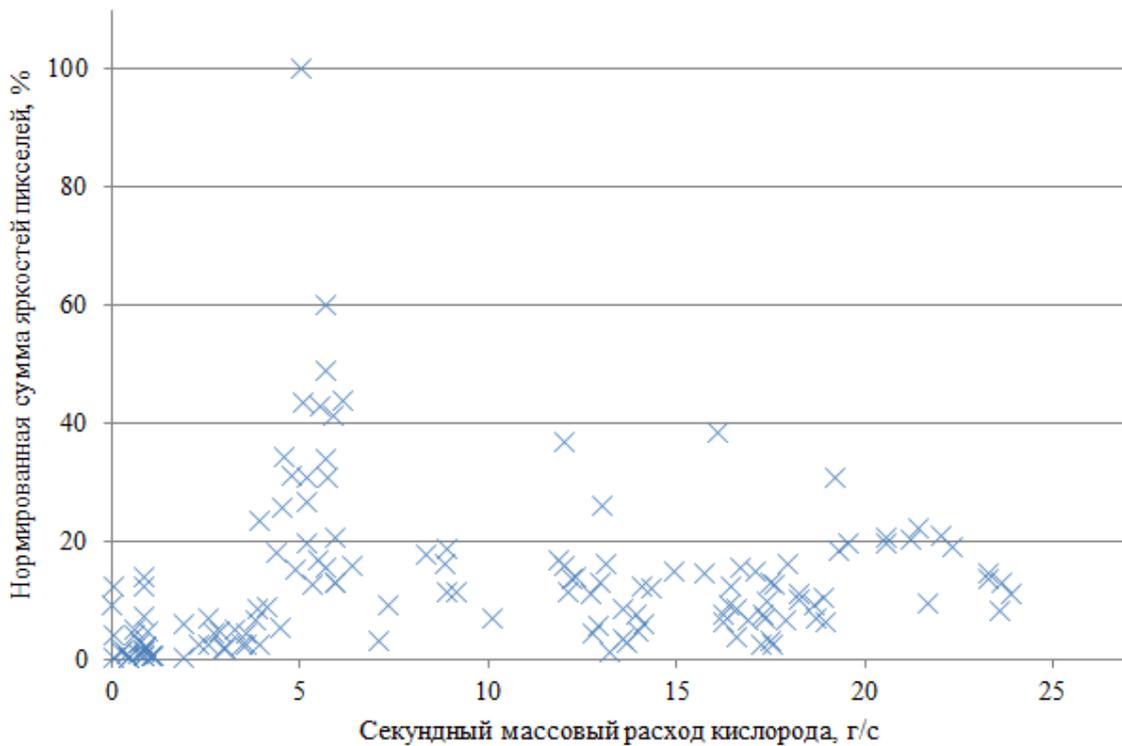


Рис. 6. Яркость излучения продуктов сгорания в зависимости от расхода кислорода

С помощью библиотек `pymru` и `dcor` были рассчитаны коэффициенты корреляции Пирсона и «корреляции дистанции» (distance correlation [7]) для полученных данных. Они составили для расхода водорода 0,419 и 0,549 (наивысшие значения), для расхода кислорода 0,100 и 0,376. Оба метода подтверждают, что наиболее сильно яркость кадра зависит от расхода водорода. Для определения влияния расхода кислорода следует провести дальнейшие исследования. Возможно, в камере сгорания (КС) могут возникать нестационарные газодинамические явления, способствующие выносу материала.

В [5] рассматривалась методика диагностики выноса материала, применявшаяся на пусках жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) с тягой более 1 МН путём наблюдения за диском Маха. Однако для исследуемого макета яркие области регистрировались в хвосте струи, а у диска Маха яркость была обычной (рис. 4). Авторы связывают это с тем, что материал стенки (нержавеющая сталь) разрушается под воздействием водорода пристеночной завесы, поэтому вынос материала происходил в виде частиц, а сгорали они уже вне КС. Также может происходить выгорание материала в области сопла, но окисление его и испарение происходят вне конструкции. Поэтому наблюдение велось за всей струей. Наличие областей выкрашивания материала без побегов с сохранением зернистой структуры подтверждается фотографией внутренней поверхности КС, как показано на рис. 7.

Фоторегистрация позволяет определять, в каком режиме происходит максимальное повреждение стенок КС, и указывает на природу таких повреждений. Это упрощает разработку и тестирование версий конструкции.

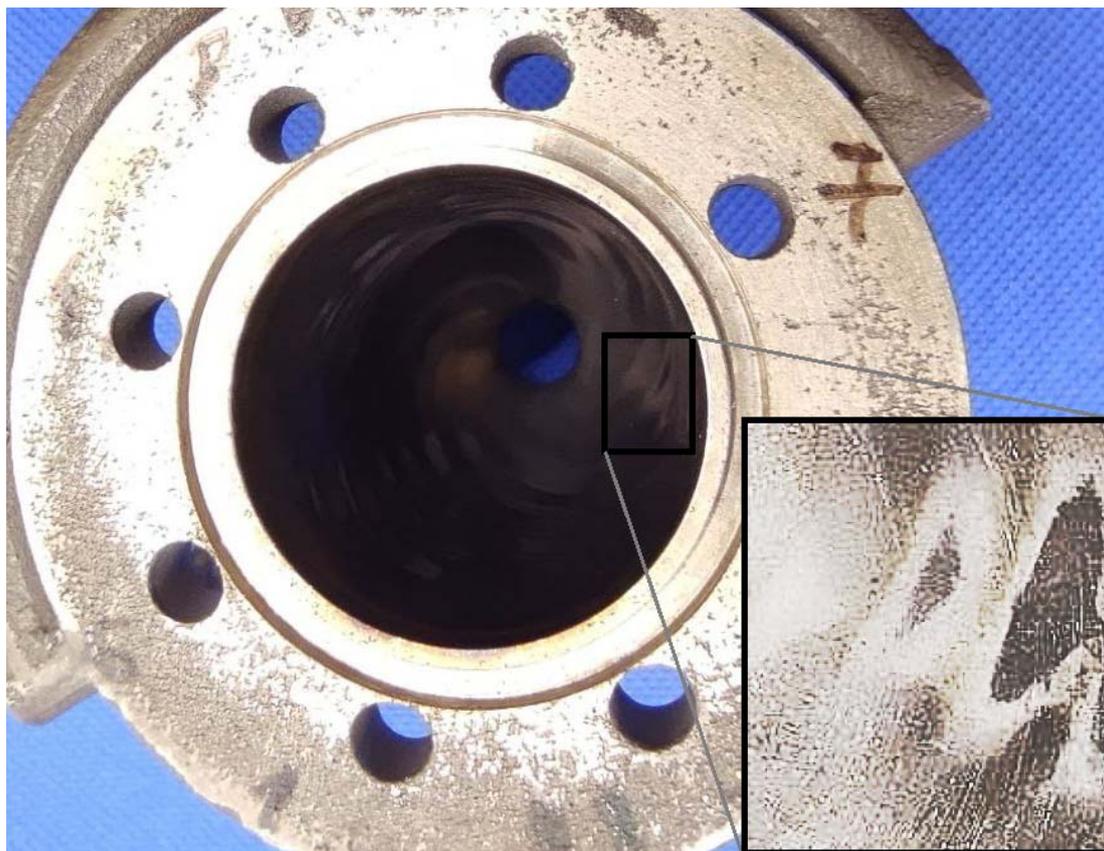


Рис. 7. Фотография внутренней (огневой) стенки камеры сгорания

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках реализации проекта FZWF-2020-0015 «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего».

Библиографический список

1. Левихин А.А., Мустейкис А.И. Расчётная оценка эффективности применения различных топливных пар на борту малого космического летательного аппарата // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2022. № 4. С. 32-36.
2. Салич В.Л. Проектирование камеры кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100Н на основе численного моделирования внутрикамерных процессов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2014. Т. 18, № 4 (65). С. 20-26.
3. Чудина Ю.С., Боровик И.Н., Козлов А.А. Конструкция и огневые испытания кислородно-метанового двигателя тягой 200 Н // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2017. № 51. С. 26-38. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.03
4. Иевлев В.М. Турбулентное движение высокотемпературных сплошных сред. М.: Наука, 1975. 256 с.

5. Мустейкис А.И., Колосенок С.В., Колосенок А.С. Выбор направлений разработки программно-аппаратного комплекса для оптического обнаружения предаварийных явлений при исследовательских испытаниях водородно-кислородных ЖРД малой тяги, изготавливаемых аддитивным способом // *Аэрокосмическая техника и технологии*. 2023. Т. 1, № 1. С. 149-159.

6. Левихин А.А., Мустейкис А.И., Колосенок С.В., Колосенок А.С. Выбор диагностических параметров для обнаружения неисправности по излучению факела ракетного двигателя // *Аэрокосмическая техника и технологии*. 2023. Т. 1, № 4. С. 67-81.

7. Székely G.J., Rizzo M.L., Bakirov N.K. Measuring and testing independence by correlation of distances // *The Annals of Statistics*. 2007. V. 35, Iss. 6. P. 2769-2794. DOI: 10.1214/009053607000000505

DEVELOPMENT AND RESEARCH TESTING OF A LOW THRUST ON GASEOUS-PROPELLANT ROCKET ENGINE CHAMBER

© 2024

A. I. Musteikis Senior Lecturer of the Department Aircraft Engines and Power Plants; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russian Federation; musteikis_ai@voenmeh.ru

A. A. Levikhin Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Head of the Department Aircraft Engines and Power Plants; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russian Federation; levikhin_aa@voenmeh.ru

S. V. Kolosenok Candidate of Science (Phys. & Math.), Senior Researcher; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russian Federation; martyn2k@yandex.ru

The article presents preliminary results of the development and research testing of a rocket engine chamber with a thrust of 100 N operating on fuel components: gaseous oxygen-gaseous hydrogen, designed to be used as the main engine of a small upper stage for launching a payload weighing up to 150 kg into target orbits. The main features of the engine chamber are its fabrication by selective laser melting from 12X18N10T steel powder and its regenerative cooling with gaseous hydrogen. Calculation and experiments confirmed the possibility of regenerative cooling of the chamber in the nominal mode. In addition, the current results of the development of a technique for optical recording of the process of structural material removal from the chamber during tests using different optical filters are presented. It is shown that there is a correlation between the brightness of the obtained frames and the hydrogen flow rate. It is also shown that the afterburning of the removed material particles, in contrast to high thrust engines, occurs mainly in the tail of the jet.

Low thrust rocket engine; gaseous fuel components; regenerative cooling; optical diagnostics

Citation: Musteikis A.I., Levikhin A.A., Kolosenok S.V. Development and research testing of a low thrust on gaseous-propellant rocket engine chamber. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 111-118. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-111-118

References

1. Levikhin A.A., Musteikis A.I. Computational assessment of the efficiency of using various fuel pairs onboard a small spacecraft. *Russian Aeronautics*. 2022. V. 65, Iss. 4. P. 662-667. DOI: 10.3103/S1068799822040055

2. Salich V.L. The oxygen-hydrogen chamber for a thruster (100 N) designing by numerical simulation of mixing and combustion processes. *Vestnik UGATU*. 2014. V. 18, no. 4 (65). P. 20-26. (In Russ.)

3. Chudina Y.S., Borovik I.N., Kozlov A.A. Design and fire tests of an oxygen-methane engine with a thrust of 200 N. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2017. No. 51. P. 26-38. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.03

4. Ievlev V.M. *Turbulentnoe dvizhenie vysokotemperaturnykh sploshnykh sred* [Turbulent motion of high-temperature continuous media]. Moscow: Nauka Publ., 1975. 256 p.

5. Musteikis A.I., Kolosenok S.V., Kolosenok A.S. The development of software and hardware system for optical detection of pre-emergency phenomena during research tests of hydrogen-oxygen liquid rocket engines of low thrust constructed by additive manufacturing method. *Aerospace Engineering and Technology*. 2023. V. 1, no. 1. P. 149-159. (In Russ.)

6. Levikhin A.A., Musteikis A.I., Kolosenok S.V., Kolosenok A.S. Selection of diagnostics parameters for fault detection by rocket plume emission. *Aerospace Engineering and Technology*. 2023. V. 1, no. 4. P. 67-81. (In Russ.)

7. Székely G.J., Rizzo M.L., Bakirov N.K. Measuring and testing independence by correlation of distances. *The Annals of Statistics*. 2007. V. 35, Iss. 6. P. 2769-2794. DOI: 10.1214/009053607000000505

ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ КОЭФФИЦИЕНТОВ МОДЕЛИ УСТАЛОСТНОЙ ДЕГРАДАЦИИ ЖЁСТКОСТИ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

© 2024

- А. В. Пантелеев** доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой математической кибернетики института «Компьютерные науки и прикладная математика»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); avpanteleev@inbox.ru
- Н. В. Турбин** ведущий инженер Передовой инженерной школы; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); turbinnv@mai.ru
- И. С. Надоров** студент бакалавриата института «Компьютерные науки и прикладная математика»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); nnadorovivan@gmail.com
- Н. О. Кононов** инженер Передовой инженерной школы; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); nconon@gmail.com

Разработана методика получения параметров модели деградации жёсткости композиционного материала путём специальной обработки данных экспериментов и использования методов оптимизации. В качестве исходных данных используются результаты ресурсных испытаний однонаправленных полимерных композиционных материалов с разными изначальными жёсткостями, напряжениями разрушения и действующими напряжениями цикла. В качестве математической модели деградации жёсткости используется нелинейное обыкновенное дифференциальное уравнение с пятью неизвестными параметрами, отражающее характерные изменения свойств материала. Процедура решения сводится к задаче оптимизации целевой функции, величина которой характеризует достигнутую точность. В качестве методов оптимизации использованы метод, имитирующий поведение стаи мотыльков, и метод последовательной редукции множества поиска. Предложен пошаговый алгоритм нахождения неизвестных параметров модели, приведены численные результаты обработки экспериментальных данных, содержащих информацию об изменении модуля упругости композиционного материала в ходе приложения циклов нагрузки.

Композиционный материал; модель деградации жёсткости; идентификация параметров; методы численного интегрирования; методы оптимизации

Цитирование: Пантелеев А.В., Турбин Н.В., Надоров И.С., Кононов Н.О. Параметрическая идентификация коэффициентов модели усталостной деградации жёсткости композиционного материала // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 119-131.
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-119-131

Введение

Обоснование долговечности первичных конструкций самолёта является необходимым требованием, в том числе для конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ). Так как накопление усталостной повреждаемости в ПКМ сопровождается потерей жёсткости, то получили распространение различные методики расчетной оценки долговечности по остаточной жёсткости [1 – 4]. Деградация жёсткости в материале при циклических нагрузках вызывает рост деформаций, а, следовательно,

снижает сопротивление усталости материала. Связь роста деформаций при деградации жёсткости образца либо конструкции исследуется в работах [1; 12]. Получение рабочих характеристик ПКМ при этом является задачей специального эксперимента [5]. Важной задачей является формирование и анализ математических моделей, описывающих процессы деградации жёсткости композиционных материалов. Одна из возможных моделей, предложенная в [2], содержит пять неизвестных параметров, характеризующих усталостное снижение жёсткости материала.

В настоящей статье предложен алгоритм нахождения параметров на основе численных методов моделирования процесса деградации жёсткости композиционного материала [6; 7] и метаэвристических методов оптимизации [8].

Постановка задачи параметрической идентификации модели усталостной деградации жёсткости композиционного материала

В процессе изложения используются следующие основные обозначения: n – порядковый номер цикла нагружения; $n \in \{0, \dots, N\}$, где N – общее число выполненных испытаний; один цикл: исходное состояние \rightarrow напряженное состояние (растяжение) \rightarrow исходное состояние; σ – напряжение, характеризующее действие внутренних сил упругости в деформированном твёрдом теле; X_T – прочность на растяжение, характеризующая напряжение, при котором происходит разрушение образца; E – модуль упругости, характеризующий способность материала сопротивляться деформации под действием напряжений; D – повреждаемость, характеризующая падение модуля упругости образца.

Текущее значение повреждаемости связано со значением модуля упругости:

$$D(n) = 1 - \frac{E(n)}{E_0}, \quad (1)$$

где $E(n)$ – текущий модуль упругости, характеризующий способность материала сопротивляться растяжению/сжатию при упругой деформации после циклической нагрузки; E_0 – исходный модуль упругости – константа, характеризующая способность материала сопротивляться деформации под действием напряжений.

Подразумевается, что модули упругости $E(n)$ и E_0 являются статическими модулями упругости, которые измеряются стандартным путём при остановке циклических испытаний на определённых этапах и приложении нагрузки в квазистатическом режиме. Поскольку $E(n) \in [0, E_0]$, то повреждаемость $D(n) \in [0, 1]$.

Если известно значение повреждаемости, то текущий модуль упругости находится по формуле, следующей из (1):

$$E(n) = E_0 [1 - D(n)]. \quad (2)$$

Величина $\Sigma(n)$, характеризующая усталостное состояние образца, называется индексом усталостного разрушения:

$$\Sigma(n) = \frac{\sigma}{[1 - D(n)] X_T}. \quad (3)$$

В [2] предложена математическая модель изменения величины скорости роста повреждаемости образца:

$$\frac{dD(n)}{dn} = c_1 \Sigma(n) \exp\left[-\frac{c_2 D(n)}{\sqrt{\Sigma(n)}}\right] + c_3 D(n) \Sigma^2(n) \left[1 + \exp\left\{c_5 [\Sigma(n) - c_4]\right\}\right], \quad (4)$$

где c_1, \dots, c_5 – коэффициенты, характеризующие усталостные характеристики материала. При этом начальное условие: $D(0) = 0$.

С учётом (3) уравнение (4) можно переписать в форме

$$\begin{aligned} \frac{dD(n)}{dn} = & c_1 \frac{\sigma}{[1-D(n)] X_T} \exp\left[-\frac{c_2 D(n)}{\sqrt{\frac{\sigma}{[1-D(n)] X_T}}}\right] + c_3 D(n) \left[\frac{\sigma}{[1-D(n)] X_T}\right]^2 + \\ & + c_3 D(n) \left[\frac{\sigma}{[1-D(n)] X_T}\right]^2 \exp\left\{c_5 \left[\frac{\sigma}{[1-D(n)] X_T} - c_4\right]\right\}, \end{aligned} \quad (5)$$

Введём обозначения $\hat{E}(n) = \frac{E(n)}{E_0}$, $\beta = \frac{X_T}{\sigma}$. Из уравнения (1) следует

$D(n) = 1 - \frac{E(n)}{E_0} = 1 - \hat{E}(n)$, то $\frac{dD(n)}{dn} = -\frac{d\hat{E}(n)}{dn}$. Тогда получаем дифференциальное уравнение, эквивалентное (5), в виде

$$\frac{d\hat{E}(n)}{dn} = -\frac{1}{\beta \hat{E}(n)} \left(c_1 \exp\left[-c_2 (1 - \hat{E}(n)) \sqrt{\beta \hat{E}(n)}\right] + c_3 \frac{1 - \hat{E}(n)}{\beta \hat{E}(n)} \left[1 + \exp\left\{c_5 \left[\frac{1}{\beta \hat{E}(n)} - c_4\right]\right\}\right] \right). \quad (6)$$

Поскольку $E(0) = E_0$, то начальное условие для уравнения (6) имеет вид

$$\hat{E}(0) = 1. \quad (7)$$

Решение задачи Коши (6), (7) описывает изменение относительного модуля упругости $\hat{E}(n)$ в зависимости от числа выполненных испытаний. Коэффициент c_1 характеризует скорость роста в режиме инициирования повреждений (на первом этапе), т.е. резкое начальное снижение кривой уменьшения модуля упругости. Коэффициент c_2 должен быть достаточно большим по величине, чтобы первое слагаемое по величине достаточно быстро убывало с ростом повреждаемости. Коэффициент c_3 характеризует скорость роста в режиме распространения повреждений (на втором этапе), т.е. когда происходит постепенное уменьшение модуля упругости. Коэффициенты c_4, c_5 характеризуют этап взрывного роста повреждаемости (третий этап).

Как правило, в качестве исходной информации, доступной по результатам испытаний (эксперимента), известна зависимость модуля упругости $E_{\text{exp}}(n)$ при $n \in \{0, \dots, N\}$.

Качество параметрической идентификации модели предлагается оценивать величиной целевой функции вида

$$\sum_{n \in \{0, \dots, N\}} \alpha_n \left[\hat{E}(n) - \hat{E}_{\text{exp}}(n) \right]^2, \quad (8)$$

где $\hat{E}(n)$ – решение дифференциального уравнения (6) с начальным условием (7); α_n – весовые коэффициенты, отражающие степень важности учёта отклонений решения $\hat{E}(n)$ от экспериментальных данных на различных этапах деградации жёсткости материала.

Требуется найти коэффициенты c_1, \dots, c_5 усталостных характеристик материала, т.е. параметры модели (6),(7), по имеющейся исходной информации об эксперименте, минимизируя значение критерия (8):

$$\sum_{n \in \{0, \dots, N\}} \alpha_n \left[\hat{E}(n) - \hat{E}_{\text{exp}}(n) \right]^2 \rightarrow \min_{c_1, \dots, c_5}. \quad (9)$$

**Алгоритм решения задачи параметрической идентификации
коэффициентов модели усталостной деградации
жёсткости композиционного материала**

Пусть известны: зависимость $E_{\text{exp}}(n)$, заданная таблицей при $n \in \{0, \dots, N\}$; значения E_0, X_T, σ .

Шаг 1. Вычислить $\beta = \frac{X_T}{\sigma}$ и получить таблицу для относительного модуля упругости $\hat{E}_{\text{exp}}(n) = \frac{E_{\text{exp}}(n)}{E_0}$.

Шаг 2. Решить задачу параметрической оптимизации

$$\sum_{n \in \{0, \dots, N\}} \alpha_n \left[\hat{E}(n) - \hat{E}_{\text{exp}}(n) \right]^2 \rightarrow \min_{c_1, \dots, c_5}, \quad (10)$$

где $\hat{E}(n)$ – решение на отрезке $[0, N]$ дифференциального уравнения

$$\frac{d\hat{E}(n)}{dn} = -\frac{1}{\beta\hat{E}(n)} \left(c_1 \exp \left[-c_2 (1 - \hat{E}(n)) \sqrt{\beta\hat{E}(n)} \right] + c_3 \frac{1 - \hat{E}(n)}{\beta\hat{E}(n)} \left[1 + \exp \left\{ c_5 \left[\frac{1}{\beta\hat{E}(n)} - c_4 \right] \right\} \right] \right),$$

с начальным условием $\hat{E}(0) = 1$.

Результатом являются параметры материала c_1, \dots, c_5 .

Шаг 3. Найти оценки близости результатов эксперимента и результатов параметрической идентификации:

$$A. \Delta_1 = \max_{n \in \{0, \dots, N\}} \left| \frac{\hat{E}_{\text{exp}}(n) - \hat{E}(n)}{\hat{E}_{\text{exp}}(n)} \right|; \quad B. \Delta_2 = \sqrt{\sum_{n \in \{0, \dots, N\}} \left[\frac{\hat{E}_{\text{exp}}(n) - \hat{E}(n)}{\hat{E}_{\text{exp}}(n)} \right]^2}.$$

Шаг 4. Анализ результатов. Если оценки близости (А или Б) не удовлетворяют предъявляемым требованиям, то

- заменить метод численного интегрирования на шаге 2 более точным;
- изменить параметры используемого метода оптимизации или применить другой метод оптимизации, используя уже полученный результат в качестве начального приближения;
- изменить весовые коэффициенты в критерии (8) с учётом достигнутой точности аппроксимации на разных этапах процесса деградации жёсткости.

Замечания.

1. Заданная таблица значений $E_{\text{exp}}(n)$ определяет границы отрезка $[0, N] = [x_0, x_f]$ интегрирования обыкновенного дифференциального уравнения и расположение узлов $x_i \in [x_0, x_f], i = 0, 1, \dots, n-1$, определяемых шагами $h_{i+1} = x_{i+1} - x_i$. В общем случае величина шага является переменной, а именно $h_{i+1} = \text{var}$, т.е. имеется неравномерная сетка (x_0, x_1, \dots, x_n) , а в частном случае шаг может быть постоянным $h_{i+1} = h = \text{const}$ (равномерная сетка).

2. Для решения задачи Коши (6),(7), записанной в форме $\frac{dy}{dx} = f(x, y), y(x_0) = y_0$, можно использовать следующие явные методы [6; 7]:

- явный метод Эйлера: $y_{i+1} = y_i + h_{i+1}f(x_i, y_i)$ (первый порядок точности);
- метод Эйлера-Коши: $y_{i+1} = y_{i-1} + 2hf'_i$ (второй порядок точности), где $f_i = f(x_i, y_i)$.

Для начала работы требуются две «разгонные» точки $(x_0, y_0), (x_1, y_1)$, первая определяется начальным условием, а вторая – явным методом Эйлера;

– методы Адамса-Бэшфорда:

A. $y_{i+1} = y_i + \frac{h}{2}(3f_i - f_{i-1})$ (второй порядок точности),

B. $y_{i+1} = y_i + \frac{h}{12}(23f_i - 16f_{i-1} + 5f_{i-2})$ (третий порядок точности),

B. $y_{i+1} = y_i + \frac{h}{24}(55f_i - 59f_{i-1} + 37f_{i-2} - 9f_{i-3})$ (четвёртый порядок точности).

Для начала работы требуется знать 2, 3, 4 «разгонные» точки соответственно.

Для неравномерной сетки рекомендуется применять численные методы, более точные по сравнению с явным методом Эйлера:

– двухшаговую явную схему Эйлера второго порядка

$$y_{i+1} = y_i(1 - \delta_{i+1}^2) + \delta_{i+1}^2 y_{i-1} + H_i^{i+1} \delta_{i+1} f(x_i, y_i),$$

где $H_i^{i+1} = h_i + h_{i+1}$, $\delta_{i+1} = \frac{h_{i+1}}{h_i}$, $h_{i+1} = x_{i+1} - x_i$;

– обобщённую на нерегулярный шаблон схему Адамса-Бэшфорта:

$$y_{i+1} = y_i + \frac{h_{i+1}^2}{2} \left(\frac{H_{2i}^{i+1}}{\Pi_i^{i+1}} f_i - \frac{1}{h_i} f_{i-1} \right),$$

где $\Pi_i^{i+1} = h_i h_{i+1}$, $H_{2i}^{i+1} = 2h_i + h_{i+1}$.

3. Исходя из опыта решения задач поиска коэффициентов модели усталостной деградации жёсткости композиционного материала, можно задать интервальные множества допустимых значений искомых коэффициентов, т.е. $c_i \in [c_{i\min}, c_{i\max}]$, $i = 1, \dots, 5$. Поэтому множество допустимых решений в задаче оптимизации (10) является параллелепипедным. Исходя из назначения последнего слагаемого в правой части дифференциального уравнения (6), можно сформировать априорные оценки множества возможных значений коэффициента c_4 :

$$\frac{1}{\beta} \leq c_4 \leq \frac{1}{\beta \hat{E}_{\min}}, \quad (11)$$

где \hat{E}_{\min} – минимальное значение $\hat{E}(n)$ из таблицы экспериментальных данных.

Результаты испытания композиционных материалов могут отражать как эффект монотонного убывания модуля упругости, так и наличие интервалов, где модуль упругости незначительно локально увеличивается (как правило, на втором этапе испытаний), при этом значение левой границы $c_{3\min}$ коэффициента c_3 может быть отрицательным.

4. Для решения задачи (10) рекомендуется использовать метаэвристические алгоритмы оптимизации, например, метод, имитирующий поведение стаи мотыльков (Moth-flame optimization, MFO) [8], и метод Luus-Jaakola [9] последовательной редукции множества допустимых решений. Метод MFO относится к классу биоинспирированных алгоритмов глобальной оптимизации, хорошо зарекомендовавших себя при решении разнообразных задач параметрической оптимизации сложных технических систем [10]. Рекомендуемые параметры метода Luus-Jaakola [9]: $R = 100$; $\gamma = 0,8$; $\eta = 0,9$; $P = 100$; $ITER = 100$; $\varepsilon_1 = 10^{-5}$; $\varepsilon_2 = 10^{-5}$. В приведённых далее примерах приведены только значения параметров, отличающиеся от рекомендуемых.

Примеры решения задачи параметрической идентификации модели усталостной деградации жёсткости композиционного материала

Пример 1. Заданы характерные свойства исследуемого материала, используемые в расчётных уравнениях модели деградации жёсткости: однонаправленный элементарный образец из композиционного материала с углеродными волокнами и полимерным связующим, изначальная жёсткость в продольном направлении образца $E_0 = 37000$ МПа, напряжение разрушения в продольном направлении образца $X_T = 463$ МПа, действующее напряжение цикла $\sigma = 273,17$ МПа [11], коэффициент асимметрии цикла $R = 0,1$. Нагрузка совпадает с направлением армирования. В табл. 1 приведены результаты испытаний, отражающие изменение значений модуля упругости (и относительного модуля упругости). Данные приведены с различными интервалами между выполненными экспериментами, $n \in [0, 57000]$.

Вариант 1. В качестве метода интегрирования дифференциального уравнения применялся явный метод Эйлера с шагом $h = 100$, а в качестве метода оптимизации – метод Luus-Jaakola последовательной редукции множества допустимых решений с параметром $R = 3000$. Начальное приближение: $c_1 = 0,00069$; $c_2 = 15,840$; $c_3 = 3,651 \cdot 10^{-6}$; $c_4 = 2,915 \cdot 10^{-5}$; $c_5 = 0,974$, полученное в результате решения задачи аппроксимации правой части уравнения (6) по результатам испытаний, приведенным в табл. 1. Весовые коэффициенты α_n в (8) полагались равными единице, процедура их дополнительного выбора не привела к улучшению итогового результата.

Таблица 1. Значения модуля упругости $E_{\text{exp}}(n)$ и относительного модуля упругости $\hat{E}_{\text{exp}}(n)$

$E_{\text{exp}}(n)$, МПа	n , цикл	$\hat{E}_{\text{exp}}(n)$
Этап 1		
37000	0	1
32098,828	500	0,867
31250,671	1000	0,845
30696,496	1500	0,829
30271,219	2000	0,818
29919,902	2500	0,809
29617,032	3000	0,800
29348,549	3500	0,793
29105,829	4000	0,787
28883,174	4500	0,781
28676,612	5000	0,775
Этап 2		
27094,187	10000	0,733
25904,636	15000	0,700
24862,255	20000	0,672
23874,709	25000	0,645
22886,545	30000	0,619
21848,868	35000	0,591
20700,578	40000	0,559
19337,878	45000	0,523
17515,574	50000	0,473
Этап 3		
17042,850	51000	0,461
16507,021	52000	0,446
15882,708	53000	0,429
15124,628	54000	0,409
14137,958	55000	0,382
12654,423	56000	0,342
8461,092	57000	0,229

Результат решения задачи отражен на рис. 1 (здесь и далее график исходных данных $\hat{E}_{\text{exp}}(n)$ выделен красной-штриховой линией, а решение $\hat{E}(n)$ дифференциального уравнения зеленой-сплошной).

Вариант 2. С целью ускорения процесса моделирования выполнялось интегрирование уравнения (6) явным методом Эйлера с шагом $h = 500$. Для решения задачи (10) использовался метод Luus-Jaakola с параметром $R = 3000$ и начальным приближением, удовлетворяющим условию (11): $c_1 = 0,00076$; $c_2 = 14,971$; $c_3 = 5,285 \cdot 10^{-6}$; $c_4 = 0,6$; $c_5 = 1,056$. Результат решения задачи отражён на рис. 2. Как следует из анализа рис. 1 и рис. 2, второе решение оказалось более точным. Значение критерия (8)

составило 0,000182. Если использовать начальное приближение вида $c_1 = 0,00076$; $c_2 = 14,971$; $c_3 = 5,285 \cdot 10^{-6}$; $c_4 = 0,6$; $c_5 = 1,056$, оно может быть несколько улучшено до величины 0,000140. При этом график решения практически совпадает с изображенным на рис. 2. Таким образом, при следующих найденных значениях параметров исследуемого композиционного материала $c_1 = 0,00047$; $c_2 = 13,828$; $c_3 = 3,072 \cdot 10^{-6}$; $c_4 = 0,625$; $c_5 = 2,109$ получена более высокая точность.

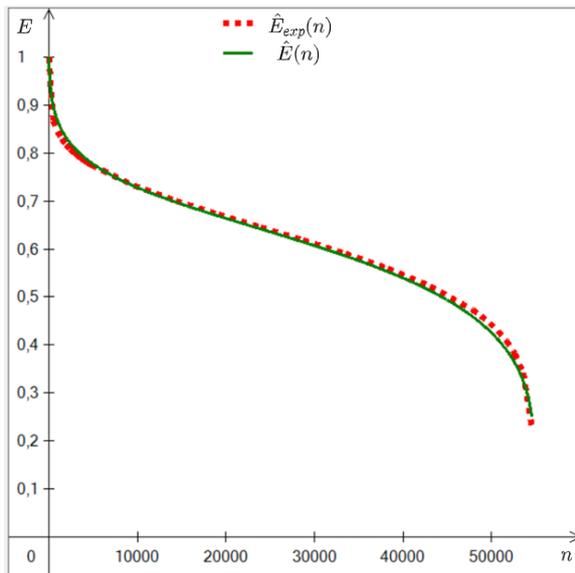


Рис. 1. Результаты решения примера 1, вариант 1

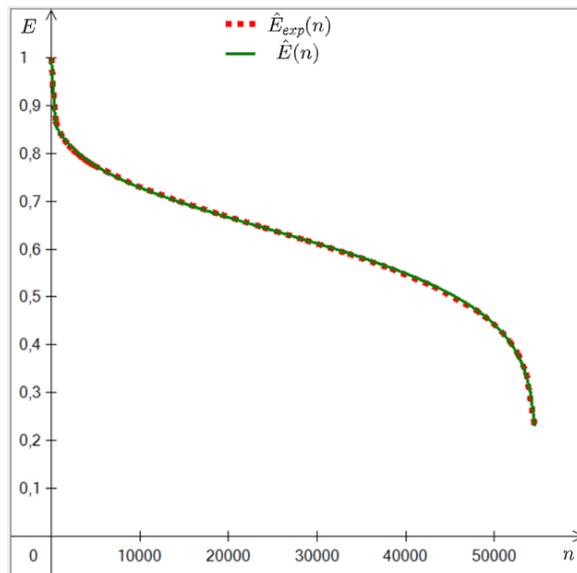


Рис. 2. Результаты решения примера 1, вариант 2

Вариант 3. В качестве метода интегрирования дифференциального уравнения применялся явный метод Эйлера с шагом $h = 500$ (случай 1) и $h = 100$ (случай 2), а в качестве метода оптимизации метод MFO [8] с уточнением методом Luus-Jaakola. Параметры метода MFO: $Np = 3000, s = 1, T = 500000, \tau = 500$. Ограничения на параметры модели: $c_1 \in [0; 1]$, $c_2 \in [0; 50]$, $c_3 \in [-0,001; 0,001]$, $c_4 \in [0,59; 2,58]$, $c_5 \in [0; 50]$. Время расчётов методом MFO 2 минуты, уточнение методом Luus-Jaakola также 2 минуты. Результаты решения задачи отражены на рис. 3 (случай 1) и рис. 4 (случай 2). Значение критерия (8) составило 0,000146 при $h = 500$ и следующих полученных значениях параметров: $c_1 = 0,00048$; $c_2 = 14,108$; $c_3 = 7,676 \cdot 10^{-6}$; $c_4 = 1,309$; $c_5 = 3,134$, а при $h = 100$ значение критерия составило 0,00011 при следующих полученных значениях параметров: $c_1 = 0,00156$; $c_2 = 18,507$; $c_3 = 9,805 \cdot 10^{-6}$; $c_4 = 1,502$; $c_5 = 2,527$. Отсюда следует вывод о том, что последовательное применение двух методов оптимизации привело к наилучшему результату.

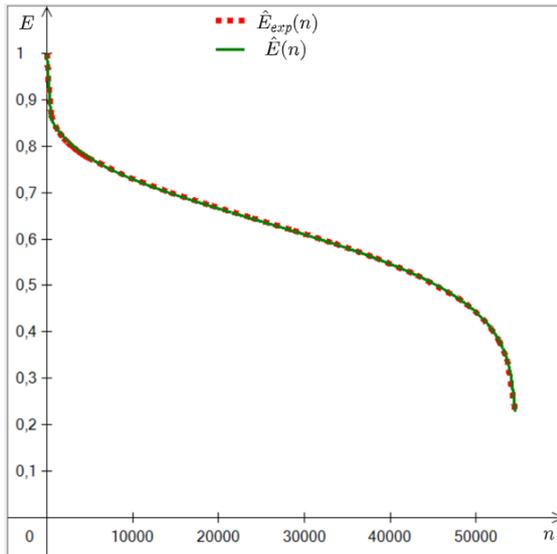


Рис. 3. Результаты решения примера 1, вариант 3(1)

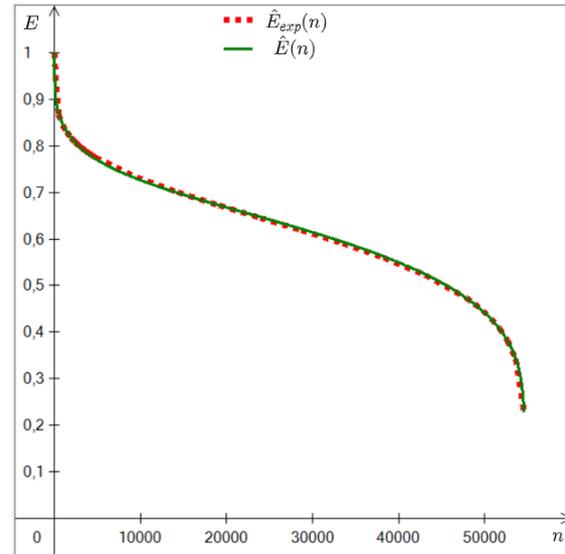


Рис. 4. Результаты решения примера 1, вариант 3(2)

Пример 2. Заданы характерные свойства исследуемого материала, используемые в расчётных уравнениях модели деградации жёсткости: однонаправленный элементарный образец из композиционного материала с углеродными волокнами и полимерным связующим; изначальная жёсткость в продольном направлении образца $E_0 = 129000$ МПа, напряжение разрушения в продольном направлении образца $X_T = 1730$ МПа, действующее напряжение цикла $\sigma = 1123$ МПа, коэффициент асимметрии цикла $R = 0,1$. Нагрузка совпадает с направлением армирования. В табл. 2 приведены результаты двух испытаний, отражающие изменение значений модуля упругости (и относительного модуля упругости) по разным осям, $n \in [0, 100000]$. Данные приведены с различными интервалами между выполненными экспериментами на трёх этапах процесса разрушения материала. Заметим, что приведённые данные содержат промежутки немонотонного поведения модуля упругости.

Для вычисления критерия (8) выполнялось интегрирование уравнения (6) явным методом Эйлера с шагом $h = 100$. Для решения задачи (10) использовался метод MFO с уточнением методом Luus-Jaakola. Параметры метода MFO: $Np = 3000$, $s = 1$, $T = 500000$, $\tau = 500$, ограничения на параметры модели для испытания 1: $c_1 \in [0; 1]$, $c_2 \in [0; 50]$, $c_3 \in [-0,001; 0,001]$, $c_4 \in [0,649; 1,698]$, $c_5 \in [0; 50]$, а для испытания 2: $c_1 \in [0; 1]$, $c_2 \in [0; 50]$, $c_3 \in [-0,001; 0,001]$, $c_4 \in [0,649; 0,925]$, $c_5 \in [0; 50]$. Время счёта методом MFO 2 минуты, методом Luus-Jaakola 5 секунд. Результаты решения задачи (10) отражены на рис. 4, 5. Значение критерия (8) для испытания 1 составило 0,00076 при следующих значениях параметров $c_1 = 0,0076$; $c_2 = 14,342$; $c_3 = -4,345 \cdot 10^{-6}$; $c_4 = 1,698$; $c_5 = 27,134$. Значение критерия (8) для испытания 2 составило 0,0029 при следующих значениях параметров $c_1 = 0,00214$; $c_2 = 18,265$; $c_3 = -1,252 \cdot 10^{-5}$; $c_4 = 0,850$; $c_5 = 5,153$. Анализ численных результатов и графиков на рис. 5, 6 свидетельствует о приемлемой точности решения задачи параметрической идентификации при разной структуре входных данных. Заметим, что рекомендуется, чтобы минимальная величина шага между данными в таблице результатов эксперимента была кратна величине шага интегрирования дифференциального уравнения (6).

Таблица 2. Значения модуля упругости $E_{\text{exp}}(n)$ и относительного модуля упругости $\hat{E}_{\text{exp}}(n)$ в примере 2

Испытание 1 $E_{\text{exp}}(n)$, МПа	n , цикл	$\hat{E}_{\text{exp}}(n)$
Этап 1		
129000,000	0	1
65709,834	100	0,509
65604,082	200	0,508
65495,427	300	0,507
65180,246	400	0,505
64866,658	500	0,503
64592,172	600	0,501
64287,241	700	0,498
64012,955	800	0,496
63625,718	900	0,493
63315,839	1000	0,491
Этап 2		
62258,764	2000	0,483
61201,774	3000	0,474
60555,836	4000	0,469
59734,105	5000	0,463
59189,988	6000	0,459
58569,628	7000	0,454
58094,456	8000	0,450
56872,521	9000	0,441
53494,404	10000	0,415
Этап 3		
51598,459	20000	0,399
50776,617	30000	0,393
50909,072	40000	0,395
50810,299	50000	0,394
50384,099	60000	0,391
49939,150	70000	0,387
49319,933	80000	0,382
49442,662	90000	0,383
49472,992	100000	0,384

Испытание 2 $E_{\text{exp}}(n)$, МПа	n , цикл	$\hat{E}_{\text{exp}}(n)$
Этап 1		
129000,000	0	1
112373,663	100	0,871
110650,722	200	0,858
109471,919	300	0,849
108688,799	400	0,843
107893,932	500	0,836
107215,625	600	0,831
106400,916	700	0,825
105799,669	800	0,820
105445,094	900	0,817
99634,292	1000	0,772
Этап 2		
98648,137	2000	0,765
97918,113	3000	0,759
97346,847	4000	0,755
96919,881	5000	0,751
96484,944	6000	0,748
96030,324	7000	0,744
95811,503	8000	0,743
95246,403	9000	0,738
92924,305	10000	0,720
Этап 3		
90660,037	20000	0,703
91560,592	30000	0,709
91641,729	40000	0,710
91655,822	50000	0,711
91333,389	60000	0,708
91270,905	70000	0,707
90766,943	80000	0,704
90506,832	90000	0,702
90685,510	100000	0,703

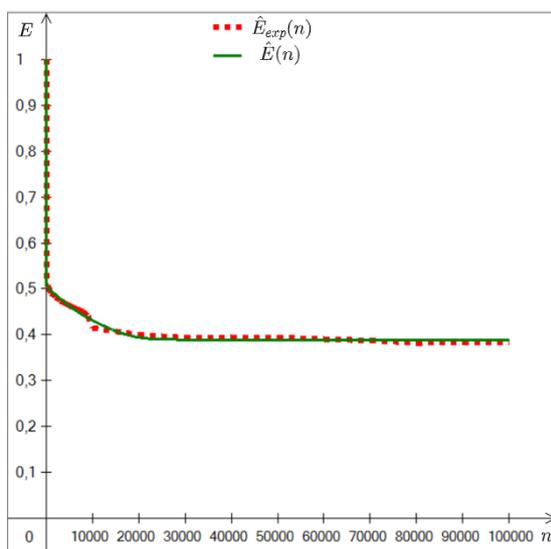


Рис. 5. Результаты решения примера 2 (испытание 1)

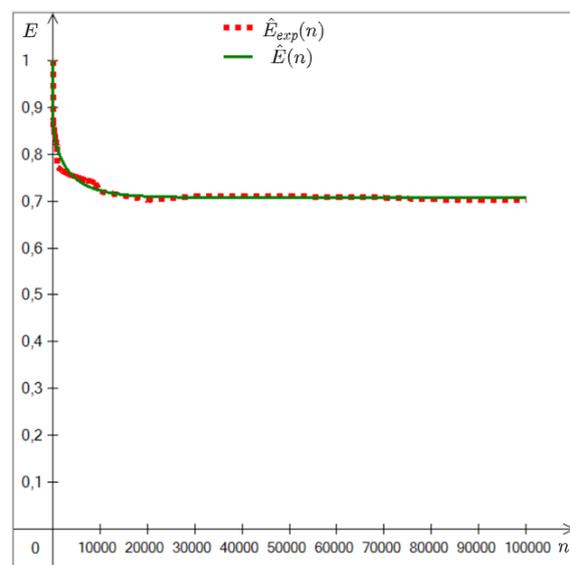


Рис. 6. Результаты решения примера 2 (испытание 2)

Заключение

В статье сформулированы техническая и математическая постановки задачи параметрической идентификации коэффициентов модели усталостной деградации жёсткости композиционного материала. Предложен алгоритм решения задачи на основе численного моделирования процесса изменения относительного модуля упругости материала и применения метаэвристических методов глобальной оптимизации. Полученные результаты определения параметров тестовых композиционных материалов подтвердили применимость и достаточную точность предложенной методики. Математическая модель материала, для которой предложена данная схема оптимизации коэффициентов, применима для расчёта текущей жёсткости элементарного образца из полимерного композиционного материала, обусловленной накоплением микродефектов в матрице при действии циклической нагрузки. Расчётное уравнение, представленное в работе, описывает процесс снижения жёсткости тремя этапами, за каждый из которых отвечает свое слагаемое и ряд коэффициентов. На всём протяжении испытания образец, либо конструкция принимаются едиными до момента $D=1$, где D – текущая повреждаемость.

Библиографический список

1. Shokrieh M.M., Lessard L.B. Progressive fatigue damage modeling of composite materials, Part I: Modeling // Journal of Composite Materials. 2000. V. 34, Iss. 13. P. 1056-1080. DOI: 10.1177/002199830003401301
2. Van Paeppegem W. Development and finite element implementation of a damage model for fatigue of fibre-reinforced polymers. Ghent University Architectural and Engineering Press, 2002. 395 p.
3. Turbin N.V., Shelkov K.A. Numerical study of fatigue damage accumulation in composite wing panels of prospective supersonic transport aircraft // Aerospace Systems. 2023. V. 6. P. 481-490. DOI: 10.1007/s42401-023-00200-1
4. Shramko K.K., Kononov N.O., Lutoshkina A.E., Shadrinov A.V. Computational estimate of the initial damage effect on the fatigue strength of composite materials // Journal of Composites Science. 2023. V. 7, Iss. 10. DOI: 10.3390/jcs7100438
5. Brunbauer J., Arbeiter F., Stelzer S., Pinter G. Stiffness based fatigue characterisation of CFRP // Advanced Materials Research. 2014. V. 891-892. P. 166-171. DOI: 10.4028/www.scientific.net/AMR.891-892.166
6. Пантелеев А.В., Кудрявцева И.А. Численные методы. Практикум: учеб. пособие. М.: ИНФРА-М, 2017. 512 с.
7. Киреев В.И., Пантелеев А.В. Численные методы в примерах и задачах. СПб.: Изд-во «Лань», 2015. 448 с.
8. Mirjalili S. Moth-flame optimization algorithm: A novel nature – inspired heuristic paradigm // Knowledge-Based Systems. 2015. V. 89. P. 228-249. DOI: 10.1016/j.knosys.2015.07.006
9. Пантелеев А.В., Скавинская Д.В. Метаэвристические стратегии и алгоритмы глобальной оптимизации. М.: Факториал, 2023. 564 с.
10. Пантелеев А.В., Каранэ М.М.С. Мультиагентные и биоинспирированные методы оптимизации технических систем. М.: Изд-во «Доброе слово и Ко», 2024. 336 с.
11. Whitworth H.A. A stiffness degradation model for composite laminates under fatigue loading // Composite Structures. 1997. V. 40, Iss. 2. P. 95-101. DOI: 10.1016/s0263-8223(97)00142-6

12. Mirzaei A.H., Shokrieh M.M. Progressive fatigue damage modeling of laminated composites using strain-based failure criteria // *Journal of Composite Materials*. 2024. V. 58, Iss. 4. P. 519-531. DOI: 10.1177/00219983241227098

PARAMETRIC IDENTIFICATION OF COEFFICIENTS FOR A MODEL OF FATIGUE STIFFNESS DEGRADATION OF A COMPOSITE MATERIAL

© 2024

- A. V. Panteleev** Doctor of Science (Phys. & Math.), Professor, Head of the Department of Mathematics and Cybernetics, Institute of Computer Science and Applied Mathematics; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; avpanteleev@inbox.ru
- N. V. Turbin** Leading Engineer, Advanced Engineering School; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; turbinnv@mai.ru
- I. S. Nadorov** Undergraduate Student, Institute of Computer Science and Applied Mathematics; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; nnadorovivan@gmail.com
- N. O. Kononov** Engineer, Advanced Engineering School; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; nkonon@gmail.com

The problem of finding the fatigue characteristics of a composite material based on test results is considered. The results of endurance tests of unidirectional polymer composite materials with different initial stiffness, breaking stress and working cycle stress were used as the initial data. As a mathematical model of stiffness degradation, a nonlinear ordinary differential equation with five unknown parameters is used, reflecting characteristic changes in the properties of the material. It is required to find such parameter values that the solution of the differential equation should describe the available test results with sufficient accuracy. The solution procedure is reduced to the problem of optimizing the objective function, the value of which characterizes the achieved accuracy. As optimization methods, a method simulating the behavior of a flock of moths and a method of sequential reduction of the search set were used. A step-by-step algorithm for finding unknown model parameters is proposed, and numerical results of processing input data containing information on changing the elasticity modulus of the composite material in the course of applying load cycles are presented.

Composite material; stiffness degradation model; parameter identification; numerical integration methods; optimization methods

Citation: Panteleev A.V., Turbin N.V., Nadorov I.S., Kononov N.O. Parametric identification of coefficients for a model of fatigue stiffness degradation of a composite material. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 119-131. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-119-131

References

1. Shokrieh M.M., Lessard L.B. Progressive fatigue damage modeling of composite materials, Part I: Modeling. *Journal of Composite Materials*. 2000. V. 34, Iss. 13. P. 1056-1080. DOI: 10.1177/002199830003401301

2. Van Paepegem W. Development and finite element implementation of a damage model for fatigue of fibre-reinforced polymers. Ghent University Architectural and Engineering Press, 2002. 395 p.
3. Turbin N.V., Shelkov K.A. Numerical study of fatigue damage accumulation in composite wing panels of prospective supersonic transport aircraft. *Aerospace Systems*. 2023. V. 6. P. 481-490. DOI: 10.1007/s42401-023-00200-1
4. Shramko K.K., Kononov N.O., Lutoshkina A.E., Shadrinov A.V. Computational estimate of the initial damage effect on the fatigue strength of composite materials. *Journal of Composites Science*. 2023. V. 7, Iss. 10. DOI: 10.3390/jcs7100438
5. Brunbauer J., Arbeiter F., Stelzer S., Pinter G. Stiffness based fatigue characterisation of CFRP. *Advanced Materials Research*. 2014. V. 891-892. P. 166-171. DOI: 10.4028/www.scientific.net/AMR.891-892.166
6. Panteleev A.V., Kudryavtseva I.A. *Chislennyye metody. Praktikum: ucheb. posobie* [Numerical methods. Workshop]. Moscow: INFRA-M Publ., 2017. 512 p.
7. Kireev V.I., Panteleev A.V. *Chislennyye metody v primerakh i zadachakh* [Numerical methods in examples and problems]. St. Petersburg: Lan' Publ., 2015. 448 p.
8. Mirjalili S. Moth-flame optimization algorithm: A novel nature – inspired heuristic paradigm. *Knowledge-Based Systems*. 2015. V. 89. P. 228-249. DOI: 10.1016/j.knsys.2015.07.006
9. Panteleev A.V., Skavinskaya D.V. *Metaevristicheskie strategii i algoritmy global'noy optimizatsii* [Metaheuristic strategies and algorithms of global optimization]. Moscow: Factorial Publ., 2023. 564 p.
10. Panteleev A.V., Karane M.M.S. *Mul'tiagentnye i bioinspirirovannyye metody optimizatsii tekhnicheskikh system* [Multi-agent and bio-inspired optimization methods for optimizing technical systems]. Moscow: Dobroe Slovo i Ko Publ., 2024. 336 p.
11. Whitworth H.A. A stiffness degradation model for composite laminates under fatigue loading. *Composite Structures*. 1997. V. 40, Iss. 2. P. 95-101. DOI: 10.1016/s0263-8223(97)00142-6
12. Mirzaei A.H., Shokrieh M.M. Progressive fatigue damage modeling of laminated composites using strain-based failure criteria. *Journal of Composite Materials*. 2024. V. 58, Iss. 4. P. 519-531. DOI: 10.1177/00219983241227098

ПРОБЛЕМЫ ИСПЫТАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИИ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ БЛОКОВ ПЕРЕДАЧИ МОЩНОСТИ

© 2024

- Н. А. Поляков** заместитель директора центра проектирования;
Холдинг «Технодинамика», Москва;
polyakovna@tdhc.ru
- Г. К. Фролов** аспирант кафедры прикладной гидромеханики;
Уфимский университет науки и технологий;
grisha-frolov-00@mail.ru
- В. А. Целищев** доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой прикладной гидромеханики;
Уфимский университет науки и технологий;
pgl.ugatu@mail.ru
- Д. В. Целищев** кандидат технических наук, доцент кафедры прикладной гидромеханики;
Уфимский университет науки и технологий;
nuked@mail.ru

Рассмотрены назначение и принципы работы аварийной системы гражданского самолёта, включающей блок передачи мощности. Проведён анализ проблем и тенденций развития аксиально-поршневых гидромашин в авиастроении. Выполнен анализ параметров используемых блоков передачи мощности на 12 типах пассажирских самолётов. Рассмотрены сценарии выхода из строя блоков передачи мощности. Обозначены основные направления решения проблем эксплуатации, а также требования к проектированию и проведению испытаний.

Блок передачи мощности; гидравлическая система; отказ; пассажирский самолёт; испытания; эксплуатация

Цитирование: Поляков Н.А., Фролов Г.К., Целищев В.А., Целищев Д.В. Проблемы испытания и эксплуатации гидравлических блоков передачи мощности // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 132-143. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-132-143

На летательных аппаратах пассажирского назначения, в частности, самолётах, вместе с основной гидравлической системой для управления полётом, взлётом и посадкой самолёта используется аварийная (вспомогательная) гидросистема.

Аварийные гидросистемы самолётов различают по конструктивной разновидности, по виду резервных источников питания, по типу передачи сигналов на рабочие органы. Разные компании используют разные способы гидропитания аварийных систем: аварийные электрические насосы, ручные насосы, гидроаккумуляторы, насосы, жёстко связанные с гидромоторами через вал, воздушные турбины. В настоящей статье рассматриваются блоки передачи мощности (Power Transfer Unit, далее PTU), состоящих из двух аксиально-поршневых гидромашин, соединение которых является механическим, т.е. передача гидравлической жидкости между гидравлическими системами при работе блока передачи мощности отсутствует.

Блоки передачи мощности могут быть однонаправленные, в которых мощность передаётся из работоспособной гидросистемы в отказавшую гидросистему, и двунаправленные, в которых мощность может передаваться в обоих направлениях.

В настоящее время наибольшее распространение получили блоки передачи мощности с электроуправлением по проводам (Fly-By-Wire) или механическим управлением по перепаду давлений в резервируемых гидросистемах. Например, в самолёте SSJ-100 блок передачи мощности передаёт её на контур управления выпуском шасси

самолёта, как одного из наиболее ответственных узлов. Упрощённая схема включения блока передачи мощности в гидросистеме самолёта SSJ-100 представлена на рис. 1.

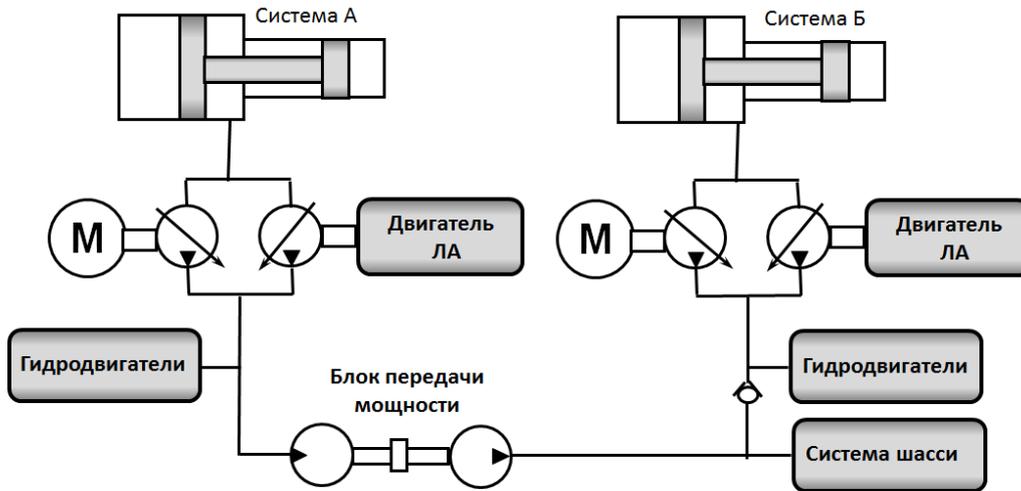


Рис. 1 Схема включения блока передачи мощности в гидросистему самолёта SSJ-100

Представленная на рис. 1 гидравлическая система состоит из двух независимых гидравлических централизованных подсистем и одной аварийной подсистемы. Основными насосами системы А и системы Б являются насосы с приводом от двигателя самолёта. Резервными насосами являются насосы с приводом от электродвигателей (М). В случае выхода из строя насосной группы системы Б для обеспечения аварийного выпуска шасси задействуется блок передачи мощности.

Блок передачи мощности состоит из двух нерегулируемых аксиально-поршневых гидромашин: гидромотора и жёстко связанного с ним валом насоса. При работе гидравлическая энергия системы А приводит во вращение гидромотор блока передачи мощности, который в свою очередь приводит во вращение ротор насоса. Насос, используя рабочую жидкость системы Б, создаёт давление питания для работы гидродвигателей выпуска шасси и заставляет их работать со скоростью, обеспечиваемой подачей насоса.

Гидромотор имеет характерный рабочий объём немного больший, чем насос, чтобы компенсировать механические потери внутри устройства при поддержании давления в системе. Корпуса гидромашин имеют дренажные порты для отвода утечек, охлаждения, отвода расхода холостого хода обратно в бак.

Включение в работу блока передачи мощности осуществляется специальным клапаном включения (рис. 2) автоматически или принудительно по сигналу управления. Существуют различные сценарии включения РТУ. Для ограничения количества отбираемой от гидросистемы А жидкости для работы гидромотора используют ограничитель расхода. Данный ограничитель расхода не учитывает реальные потребности гидродвигателей шасси и ограничивает лишь максимально допустимый отбор рабочей жидкости. Блок передачи мощности встраивается в гидросистемы совместно с несколькими обратными клапанами, обеспечивающими работоспособность системы и незначительное поддавливание в портах блока во избежание разрежения и появления кавитации в насосе.

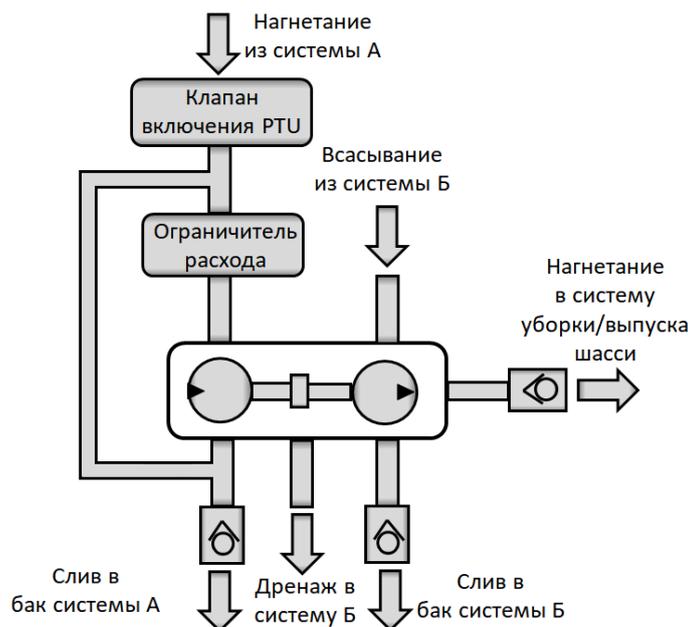


Рис. 2. Схема включения блока передачи мощности в гидросистему самолёта

Следует заметить, что объёмные гидравлические машины являются основными силовыми элементами в гидравлических системах гражданских самолётов. Насосы преобразуют механическую энергию в гидравлическую, передавая мощность на приводы для управления положением самолёта в полёте, втягивания и выдвигания шасси и их торможения. В блоке передачи мощности гидромотор выполняет функцию привода насоса.

Благодаря своей компактной и простой конструкции, аксиально-поршневые насосы с наклонным диском наиболее востребованы в авиации и способны работать при чрезвычайно высоких давлениях и скоростях, сохраняя при этом высокий общий КПД.

Высокоскоростные авиационные аксиально-поршневые насосы сталкиваются со многими проблемами: кавитацией, вызванной низким давлением на входе, сильной пульсацией и шумом, а также заклиниванием вращающихся компонентов. Эти нежелательные явления могут снизить КПД гидромашин и увеличить скорость износа деталей, что в конечном итоге приведёт к сокращению срока службы гидромашин. Кроме того, компактная конструкция агрегатов авиационной гидравлической системы не обеспечивает достаточное рассеивание тепла, что может вызвать быстрое повышение температуры рабочей жидкости и сбой работы исполнительных гидродвигателей и гидроагрегатов.

Вместе со значительными преимуществами перед промышленными гидромашинами по массогабаритным параметрам, насосы и гидромоторы, используемые в авиационных гидросистемах, имеют недостатки, связанные с работой аксиально-поршневых гидромашин на сравнительно высокой частоте вращения роторов. Это влечёт за собой следующие проблемы:

- ухудшается стабильность вращающихся и перемещающихся элементов блока цилиндров гидромашин, что может привести к ускоренному износу и увеличению внутренних утечек;
- возрастает сложность управления рабочим объёмом насоса;
- на наклонную шайбу (диск) влияет пульсирующий крутящий момент узла регулятора объёма гидромашин, который заставляет наклонный диск вибрировать с высокой частотой;

- рабочая жидкость не может быстро заполнить полость плунжера блока цилиндров в период всасывания при большой частоте вращения блока, что может привести к излишнему разрежению во всасываемом потоке жидкости и возникновению кавитации;
- высокая скорость перемещения плунжеров и высокая температура рабочей жидкости снижают толщину масляной плёнки между плунжером и наклонным диском, увеличивая внутренние утечки и вызывая поверхностный износ диска.

Наибольшее распространение в пассажирских самолётах получили блоки передачи мощности, состоящие из двух аксиально-поршневых гидромашин производства Parker Aerospace и Eaton-Vickers.

Блок передачи мощности PTU Parker Aerospace (рис. 3) используется в различных коммерческих и военных самолётах, например таких, как Embraer 170/190, Bombardier CRJ-700/900, COMAC ARJ-21, Mitsubishi Regional Jet, Bombardier C Series, Boeing 737, семействе бизнес-джетов Gulfstream, Боинг С-17 и КС-10 [1].



Рис. 3. Блок передачи мощности Parker Aerospace [1]

Компания Eaton-Vickers – одна из крупнейших мировых компаний по производству гидравлики, в том числе по производству блоков передачи мощности. Модель РТУ МРНВ3-115-1С (рис. 4) устанавливается на самолёты Airbus А319/А320/А321. Блок передачи мощности является реверсивным и в зависимости от направления передачи мощности, каждый блок по очереди работает либо как мотор, либо как насос [2].



Рис. 4. Блок передачи мощности Eaton – Vickers модель МРНВ3-115-1С [2]

Для компенсации объёмных утечек, гидравлических и механических потерь в гидромоторе, как устройстве привода насоса в блоке передачи мощности, характерный рабочий объём гидромотора превышает соответствующий объём насоса. Под характерным рабочим объёмом гидромашин понимается значение рабочего объёма насоса V_n (гидромотора V_m), приходящееся на один радиан поворота ротора гидромашин.

В определённом смысле соотношение рабочих объёмов гидромашин V_n/V_m свидетельствует о степени совершенства блока передачи мощности.

В табл. 1 представлены характеристики и результаты расчётов РТУ некоторых пассажирских самолётов, которые позволили определить конструктивные и энергетические параметры, требующие систематизации и анализа [3; 4].

Таблица 1. Характеристики блоков передачи мощности некоторых пассажирских самолётов [3; 4]

Самолёт	Характерный объём гидромотора $V_m, 10^{-6} \text{ м}^3/\text{рад}$ / характерный объём насоса $V_n, 10^{-6} \text{ м}^3/\text{рад}$	Расход насоса $Q_n, \text{ л/мин}$ / давление нагнетания насоса $P_{\text{наг}}, \text{ МПа}$	Расход гидромотора $Q_m, \text{ л/мин}$	Давление гидромотора $P_m, \text{ МПа}$	Давление насоса, при нулевой подаче $P_n, \text{ МПа}$	Момент на гидромоторе $M_m, \text{ Нм}$	Мощность гидромотора $N_m, \text{ кВт}$ / мощность насоса $N_n, \text{ кВт}$
Однонаправленный блок передачи мощности							
McDonnell Douglas DC-10 / ND-11	1,23/1,13	21,29 / 17,9	23,17	20,0	21	24,6	7,723 / 6,352
Boeing 757	4,00 / 3,65	68,77 / 15,0	75,36	17,2	21	68,8	21,603 / 17,193
Gulfstream 11	1,73 / 1,57	44,36 / 20,0	48,89	20,7	21	35,8	16,867 / 14,787
Airbus A-300	4,00 / 3,46	32,59 / 20,7	37,68	20,7	22	82,8	13,000 / 11,244
Boeing 767	0,25 / 0,21	7,91 / 8,6	9,42	11,2	21	3	1,758 / 1,134
Boeing 727,747	0,25 / 0,21	7,91 / 20,7	9,42	20,7	21	5	3,250 / 2,729
SSJ-100	4,62 / 3,25	31,2 / 15,2	43,5	18,6	22	86	13,485 / 7,904
Boeing 737	0,81 / 0,63	23,7 / 16,6	30,5	16,9	21	13,7	8,591 / 6,557
Двунаправленный (реверсивный) блок передачи мощности с изменяемым рабочим объёмом							
McDonnell Douglas DC-10 / MD-11	5,00/4,46...5,50	42,0 / 19,3	47,1	20,7	21	103,5	16,250 / 13,510
Boeing C-17A	3,15/2,62...3,66	24,7 / 25,5	29,7	27,5	21	86,6	13,613 / 10,498
Airbus A-320	2,10/1,5...2,62	44,4 / 20,0	60	20,7	22	43,47	20,700 / 14,800

В случае двунаправленных блоков передачи мощности с регулируемой гидромашинной (рис. 5) одна из гидромашин способна к изменению характерного рабочего объёма по команде. Левая реверсивная гидромашинная блок передачи мощности преобразует гидравлическую энергию системы А в механическую энергию привода насоса (правая гидромашинная) для обеспечения работы гидродвигателей шасси в аварийном режиме (рис. 5, а). При этом правая реверсивная регулируемая гидромашинная, работающая в режиме насоса, выводится на минимальный рабочий объём. Регулятор изменения характерного рабочего объёма гидромашинной на рис. 5 не показан. Как правило, регулятор двухрежимный. Когда давление в обеих системах примерно одинаковое, блок двунаправленной передачи мощности не вращается и остаётся в состоянии ожидания.

В случае выхода из строя системы А по команде осуществляется включение правой гидромашины (рис. 5, б). Правая гидромашина с помощью регулятора увеличивает рабочий объём до максимального значения, и, работая в режиме гидромотора, приводит во вращение левую гидромашину, начинающую работать в режиме насоса. Блок передачи мощности в этом случае реверсирован, но характерный рабочий объём гидромотора по-прежнему превышает объём насоса для компенсации потерь энергии. Следует отметить, что вопрос согласования параметров работы гидромашин в регулируемом блоке передачи мощности при различной нагрузке со стороны потребителей недостаточно рассмотрен в научно-технической литературе.

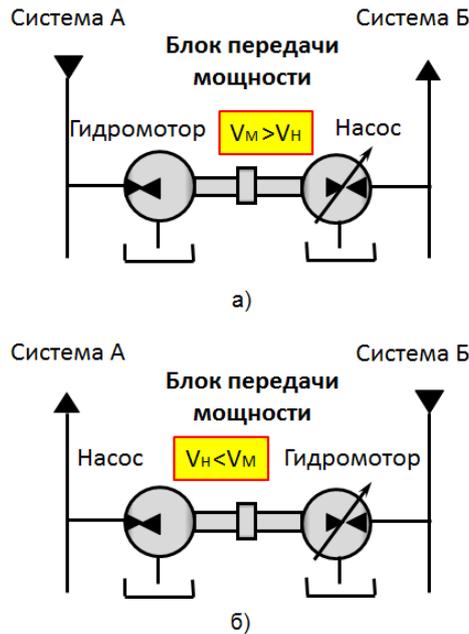


Рис. 5. Особенности работы двунаправленного блока передачи мощности

Анализ параметров используемых блоков передачи мощности на 12 типах пассажирских самолётов показал следующее:

- характерный объём гидромоторов V_M изменяется в пределах $(0,25...5) \cdot 10^{-4} \text{ м}^3/\text{рад}$, или от 3,98 до 79,62 см^3 за оборот, т.е. в 20 раз;
- обороты жёстко связанных между собой гидромашин изменяются в зависимости от типа RTU от 1500 до 4500 об/мин., тем самым формируя различные условия характера перемещения плунжеров гидромашин;
- расход жидкости через гидромотор работоспособной подсистемы самолёта по разным моделям RTU варьируется в пределах 9,42...75,36 л/мин, что создаёт 15-кратную разницу в передаваемой мощности при сравнении самого мощного и самого слабого насосов в рассматриваемых самолётах Boeing 757 и 767 соответственно;
- расход жидкости насоса, направленной в аварийном режиме, как правило, к гидроцилиндрам основных опор шасси для обеспечения их уборки/выпуска, составляет от 7,91 до 68,77 л/мин. с разницей почти в 8,7 раз, что свидетельствует об отсутствии единых подходов к проектированию гидросистемы самолёта;
- для обеспечения работоспособности гидродвигателей основных опор шасси под действием нагрузок различного характера насос при нулевой подаче способен создать давление в 21 МПа;

- момент, развиваемый гидромотором для привода насоса, весьма незначителен и составляет от 3 до 103,5 Нм, он различается в применяемых РТУ пассажирских самолётов в 34,5 раза;

- мощность, отбираемая от двигателей самолёта в аварийной ситуации для обеспечения работы блока передачи мощности, составляет от 1,75 до 21,6 кВт, т.е. более чем в 12 раз, что также свидетельствует об отсутствии единых подходов к проектированию гидросистемы самолёта.

Таким образом, результаты анализа параметров используемых блоков передачи мощности на 12 типах пассажирских самолётов показали большой разброс характеристик.

Эффективность крутящего момента блока передачи мощности является одним из самых важных параметров РТУ. Эффективность крутящего момента – это показатель, определяемый как отношение давления на гидромоторе к давлению, создаваемому насосом (рис. 6). Поскольку РТУ очень редко используется в системах с непрерывным режимом работы, то его общая эффективность, учитывающая преобразование энергетических потерь в отвод тепла, имеет второстепенное значение.

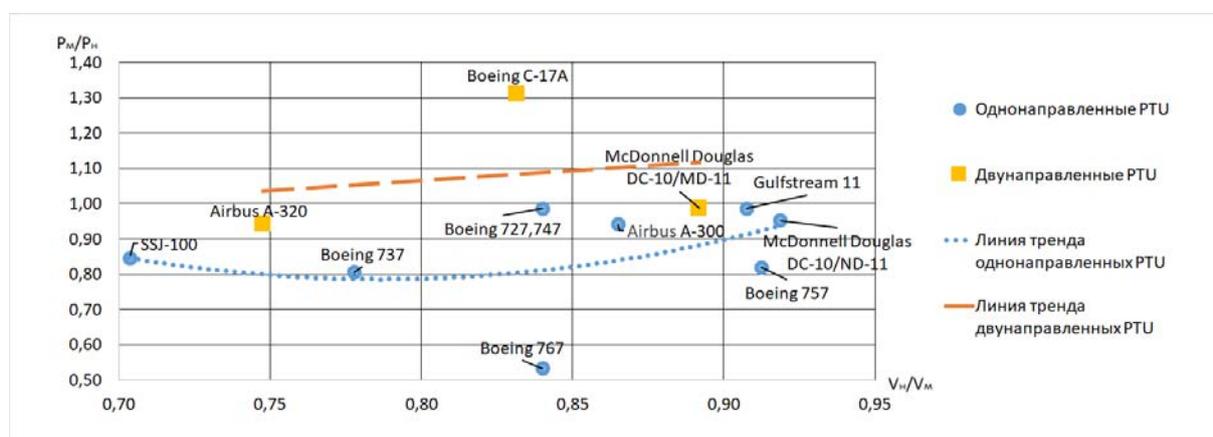


Рис. 6. Эффективность крутящего момента блока передачи мощности

Значительное количество рассматриваемых блоков передачи мощности по параметру эффективности крутящего момента на гидромоторе P_m/P_n находятся в пределах 0,8...0,99.

Уравнения, которые количественно определяют взаимосвязи параметров РТУ, приведены ниже:

$$M_{ТН} = \frac{P_n V_n}{2\pi}; M_{ТМ} = \frac{P_m V_m}{2\pi}; \eta_n = \frac{M_{\phi_n} 100}{M_{ВХН}}; \eta_m = \frac{M_{\phi_m} 100}{M_{ВХМ}},$$

где $M_{ТН}$ – теоретический момент насоса; P_n – давление насоса; V_n – характерный объём насоса; $M_{ТМ}$ – теоретический момент гидромотора; P_m – давление гидромотора; V_m – характерный объём гидромотора; η_n – КПД насоса; M_{ϕ_n} – фактический момент, развиваемый насосом; $M_{ВХН}$ – момент, необходимый для стабильной работы насоса; η_m – КПД гидромотора; M_{ϕ_m} – фактический момент, развиваемый гидромотором; $M_{ВХМ}$ – момент, необходимый для стабильной работы гидромотора.

Предполагается, что фактический входной крутящий момент насоса равен фактическому выходному крутящему моменту гидромотора вследствие их жёсткой связи между собой через вал.

Общий КПД блока передачи мощности можно представить выражениями:

$$\eta_{PTU} = \eta_n \eta_m;$$

$$\eta_{PTU} = \frac{P_n V_n}{P_m V_m},$$

где η_{PTU} – общий КПД блока передачи мощности.

Также были вычислены относительные мощности блоков передачи мощности. Итоги расчётов приведены в табл. 2.

Таблица 2. Результаты расчётов относительных мощностей PTU

№	Тип самолёта	Относительная мощность PTU, $\frac{N_n}{N_m}$	Относительный характерный рабочий объём гидромашины, $\frac{V_n}{V_m}$
1.	McDonnell Douglas DC-10/ND-11	0,82	0,92
2.	Boeing 757	0,8	0,91
3.	Gulfstream 11	0,88	0,91
4.	Airbus A-300	0,86	0,87
5.	Boeing 767	0,65	0,84
6.	Boeing 727,747	0,84	0,84
7.	SSJ-100	0,59	0,70
8.	Boeing 737	0,76	0,78
9.	McDonnell Douglas DC-10/MD-11	0,83	0,89
10.	Boeing C-17A	0,77	0,83
11.	Airbus A-320	0,71	0,75
	Среднее значение	0,77	0,84

Была выявлена зависимость соотношения относительных мощностей блоков передачи мощности для разных самолётов, которая представлена на рис. 7. Из графиков видно, что при увеличении относительного характерного рабочего объёма гидравлических машин растёт и КПД блока передачи мощности. Это характерно как для одно-, так и для двунаправленных PTU.

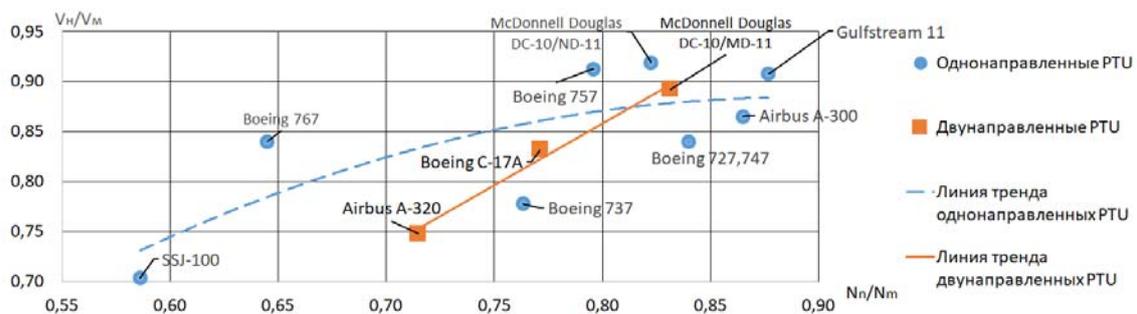


Рис. 7. Зависимость относительной мощности блоков передачи мощности от относительного характерного рабочего объёма

На рис. 8 представлена диаграмма, описывающая зависимость мощностей блоков передачи мощности, предназначенных для выпуска/уборки основного шасси, от взлётной массы самолётов $m_{взл}$. Очевидно, что чем больше масса самолёта, тем более значительные нагрузки испытывает шасси и тем более мощные гидродвигатели требуются для обеспечения их работы. Однако, наблюдается обратно пропорциональная зависимость между взлётной массой самолёта и планируемыми усилиями, затрачиваемыми PTU для выпуска/уборки основного шасси. Например, в самолёте Boeing 757 массой свыше 100 т, на привод PTU затрачивается около 22 кВт мощности при аварийной ситуации, а у самолёта типа Boeing 747 с массой более, чем в 3 раза превышающей массу Boeing 757, на привод PTU задействовано в 7 раз меньше мощности.

При сравнении мощность PTU и взлётной массы самолёта наихудшими параметрами обладает самолёт Gulfstream 11, а наилучшей – самолёты Boeing 727 и Boeing 747.

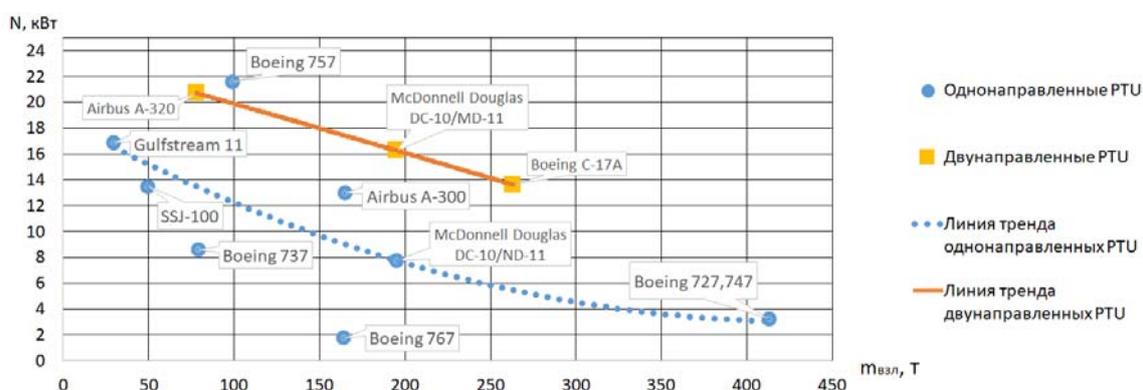


Рис. 8. График зависимости мощности PTU от взлётной массы самолётов

Блоки передачи мощности в гидросистемах пассажирских самолётов эксплуатируются уже более 50 лет. В ходе эксплуатации выявлен ряд особенностей в работе блока передачи мощности. В частности, при рулении, постановке на стоянку или перед взлётом и даже во время взлёта отмечается своеобразный шум, издаваемый блоком передачи мощности [5]. Блок зачастую автоматически включается в полёте, если перепад давлений между двумя основными гидравлическими системами самолёта превышает значение в 3,4 МПа. В случае использования двунаправленного блока передачи мощности (самолёт типа Airbus A320), когда обе главные гидросистемы могут запрашивать блок передачи мощности, на земле, когда двигатели остановлены, PTU создаёт давление в одной гидросистеме только с помощью насоса с электрическим приводом, установленного в другой гидросистеме. В этот момент отчётливо слышна работа PTU.

Также в процессе руления один из двигателей может быть отключён, что приводит к активации PTU вследствие падения давления в пассивной гидросистеме. При постановке самолёта на стоянку аварийный насос одной из систем может быть обесточен ранее, чем выключен двигатель, что также приводит к активации PTU.

Все это вызывает работу PTU на неустановившихся режимах, что обычно не исследуется при проведении ресурсных испытаний изготовителем.

Ещё одной проблемой эксплуатации PTU являлся возможный одновременный выход из строя обоих резервирующих друг друга с помощью PTU гидросистем в самолётах Airbus [6].

Сценарий выхода из строя сразу двух гидравлических систем вследствие выхода из строя РТУ был следующим: во время взлёта вследствие повреждения произошла потеря герметичности в системе выпуска и уборки шасси, что привело к падению давления в соответствующей гидросистеме и созданный перепад давления более 3,4 МПа активировал РТУ. При этом РТУ оставался включённым и длительно работал на максимальной частоте вращения. Это происходило, поскольку жидкости в гидросистеме, потерявшей герметичность, было недостаточно, давление в системе не создавалось. И менее чем за две минуты РТУ, вращающийся без нагрузки с максимальной частотой, обеспечивал критический перегрев рабочей жидкости в гидросистеме свыше 135°С, что приводило к выходу из строя обеих гидросистем. Данная проблема была решена путём автоматической блокировки включения РТУ на высотах менее 1500 футов (457 м).

Однако выход из строя обеих гидросистем по-прежнему возможен, например, при выходе из строя реле давления одной из гидросистем вследствие его засорения или коррозии.

Сценарии работы РТУ на неустановившихся режимах и при потере герметичности соответствующих гидравлических систем могут быть смоделированы с помощью программного обеспечения, а сделанные в результате выводы проверены на основе натурального физического эксперимента на специализированном испытательном оборудовании.

Испытания блоков передачи мощности должны проводиться на специализированных стендах для определения наработки до отказа и на отказ. Стенды должны иметь в своём составе соответствующие средства измерения, испытания, контроля параметров, сохранения и обработки данных. Конструкции экспериментальных стендов для испытания блоков передачи мощности должны предусматривать возможность регулирования и перерегулирования рабочего объёма аксиально-поршневых гидромашин для моделирования различных режимов работы агрегата. Стендовые испытания РТУ должны воспроизводиться с моделированием реальных нагрузок, действующих на гидродвигатели шасси: статических нагрузок на шасси самолёта (постоянная, позиционная), вызванных аэродинамическим воздействием потока воздуха на шасси при полете самолёта с постоянной скоростью на определённой высоте, а также динамических и разрушающих нагрузок от порывов ветра и столкновений с предметами в воздухе.

Основными направлениями решения проблем эксплуатации аксиально-поршневых насосов и гидромоторов, составляющих блок передачи мощности, являются: снижение массы, габаритов, потерь на трение в узлах трения, повышение ресурса и отказоустойчивости, ремонтпригодности, степени взаимозаменяемости и унификации деталей, защита от коррозии, повышение износостойкости шлицов привода и блока цилиндров, снижение пульсаций давления, повышение надёжности и долговечности уплотнений, повышение надёжности подшипников, минимизация риска повреждения уплотнений в процессе сборки [7].

Современные тенденции повышения частоты вращения роторов объёмных гидромашин, составляющих блок передачи мощности, с 1500 об/мин до 6000 об/мин, приводят к значительному сокращению массогабаритных характеристик насоса и гидромотора и, как следствие, значительному снижению потребляемой мощности РТУ при сохранении его функционального назначения [8].

Необходимость комплексных экспериментальных исследований работы РТУ совместно с гидродвигателями шасси становится особенно актуальным при использовании в гидросистеме самолёта агрегатов от различных разработчиков и изготовителей оборудования, что на сегодняшний день является нормой в авиастроении. Несмотря на то, что каждое изделие по отдельности проходит необходимые квалификационные испы-

тания, совместные испытания работы гидроагрегатов, функционирующих в условиях переменных как по периодичности, так и по характеру нагрузок, как правило, не проводятся.

Библиографический список

1. Power transfer unit (PTU). <https://ph.parker.com/us/en/power-transfer-unit-ptu/hsdpwrtu-hsdpwrtu>
2. Power transfer units. <https://www.eaton.com/us/en-us/catalog/aerospace-hydraulic-pumps-systems/power-transfer-units.html>
3. SAE ARP1280. Aerospace recommended practice. https://www.antpedia.com/standard/pdf/V29/1705/SAE%20ARP%201280B-2009_3129.pdf
4. Watton J. Performance of a power transfer unit for aircraft applications // Proceedings of the JFPS International Symposium on Fluid Power. 2008. Iss. 7-1. P. 155-160. DOI: 10.5739/isfp.2008.155
5. What causes the «Barking Dog» sound on the A320? <https://www.pilotgeorge.co.uk/blog/post/what-causes-the-barking-dog-sound-on-the-a320-power-transfer-unit-ptu/>
6. Zhang W.G., Lin G.M. Analysis of aircraft hydraulic system failures // Advanced Materials Research. 2014. V. 989-994. P. 2947-2950. DOI: 10.4028/www.scientific.net/amr.989-994.2947
7. Поляков Н.А., Соловьёва А.А., Целищев В.А. Концепция развития блоков передачи мощности в гидросистеме гражданского самолёта // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2021. № 67. С. 5-15. DOI: 10.15593/2224-9982/2021.67.01
8. Поляков Н.А., Соловьёва А.А., Целищев В.А. Тенденции развития гидросистем летательных аппаратов // Сб. трудов XXV Международной научно-технической конференции «Гидравлические машины, гидроприводы и гидроавтоматика» (08 декабря 2021 г., Москва). М.: Мир науки, 2021. С. 181-185.

PROBLEMS OF TESTING AND OPERATION OF HYDRAULIC POWER TRANSFER UNITS

© 2024

- N. A. Polyakov** Deputy Director of the Design Center;
Technodinamika Holding Company, Moscow, Russian Federation;
polyakovna@tdhc.ru
- G. K. Frolov** Postgraduate Student, Department of Applied Hydromechanics;
Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation;
grisha-frolov-00@mail.ru
- V. A. Tselischev** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department
of Applied Hydromechanics;
Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation;
pgl.ugatu@mail.ru
- D. V. Tselischev** Associate Professor, Department of Applied Hydromechanics;
Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation;
nuked@mail.ru

The purpose and principles of operation of a civil aircraft emergency system including a power transfer unit are considered. Problems and trends of the development of piston hydraulic machines in aircraft construction are analyzed. The parameters of power transfer units used on 12 types of passenger airplanes are analyzed. The scenarios of failure of power transmission units are considered. The main directions of solving the problems of operation, as well as the requirements to design and testing are outlined.

Power transfer unit; hydraulic system; failure; passenger airplane; testing; operation

Citation: Polyakov N.A., Frolov G.K., Tselishev V.A., Tselishev D.V. Problems of testing and operation of hydraulic power transfer units. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 132-143. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-132-143

References

1. Power transfer unit (PTU). Available at: <https://ph.parker.com/us/en/power-transfer-unit-ptu/hsdpwrtu-hsdpwrtu>
2. Power transfer units. Available at: <https://www.eaton.com/us/en-us/catalog/aerospace-hydraulic-pumps-systems/power-transfer-units.html>
3. SAE ARP1280. Aerospace recommended practice. Available at: https://www.antpedia.com/standard/pdf/V29/1705/SAE%20ARP%201280B-2009_3129.pdf
4. Watton J. Performance of a power transfer unit for aircraft applications. *Proceedings of the JFPS International Symposium on Fluid Power*. 2008. Iss. 7-1. P. 155-160. DOI: 10.5739/isfp.2008.155
5. What causes the «Barking Dog» sound on the A320? Available at: <https://www.pilotgeorge.co.uk/blog/post/what-causes-the-barking-dog-sound-on-the-a320-power-transfer-unit-ptu/>
6. Zhang W.G., Lin G.M. Analysis of aircraft hydraulic system failures. *Advanced Materials Research*. 2014. V. 989-994. P. 2947-2950. DOI: 10.4028/www.scientific.net/amr.989-994.2947
7. Polyakov N.A., Solovyeva A.A., Tselishev V.A. Concept of power transfer units development in civil aircraft hydraulic system. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2021. No. 67. P. 5-15. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2021.67.01
8. Polyakov N.A., Solov'eva A.A., Tselishchev V.A. Tendentsii razvitiya gidrosistem letatel'nykh apparatov. *Sb. trudov XXV Mezhdunarodnoy Nauchno-tehnicheskoy Konferentsii «Gidravlicheskie Mashiny, Hidroprivody i Gidroavtomatika» (December, 08, 2021, Moscow)*. Moscow: Mir Nauki Publ., 2021. P. 181-185. (In Russ.)

ГАЗОДИНАМИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ ОХЛАЖДАЕМОЙ ОСЕВОЙ ТУРБИНЫ С ДЕФЛЕКТОРОМ ВНУТРИ

© 2024

- Г. М. Попов** кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; popov@ssau.ru
- Е. С. Горячкин** кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; goryachkin.es@ssau.ru
- С. А. Мельников** аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; melnikov.sa@ssau.ru
- А. И. Щербань** инженер кафедры теории двигателей летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; korneeva.ai@ssau.ru
- Е. Д. Гатауллина** магистр института двигателей и энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; Helena_g99@mail.ru

Приводятся результаты оптимизации рабочего процесса одноступенчатой осевой турбины с целью повышения её КПД. В ходе оптимизации требовалось максимально сохранить конструкцию исходной турбины. Для решения данной задачи разработана схема параметризации лопаток и трактовых обводов турбины с учётом конструкторских и технологических ограничений. Сопловая лопатка турбины имела дефлектор. Для контроля возможности размещения дефлектора разработана специальная программа, отслеживающая пространственное положение сечений лопатки соплового аппарата. Для контроля параметров потока на выходе из турбины по высоте разработана программа пост-обработки. Критериями оптимизации являлись КПД и величина отклонения угла выхода потока из турбины по высоте от исходного. Ограничениями являлись расход рабочего тела и степень понижения полного давления в турбине. Задача решалась в несколько этапов с различными варьируемыми переменными. В результате решения задачи удалось повысить КПД турбины на 0,87%.

Осевая охлаждаемая турбина; внутренний дефлектор; рабочий процесс; оптимизация; параметризация; технологичность

Цитирование: Попов Г.М., Горячкин Е.С., Мельников С.А., Щербань А.И., Гатауллина Е.Д. Газодинамическая оптимизация рабочего процесса одноступенчатой охлаждаемой осевой турбины с дефлектором внутри // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 144-153. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-144-153

Введение

Целью работы являлся поиск возможностей повышения КПД одноступенчатой осевой газовой турбины (рис. 1). При этом модернизированный вариант турбины должен интегрироваться в существующую конструкцию двигателя без изменения других узлов. Сопловая лопатка турбины имеет конвективную схему охлаждения с дефлектором внутри. Поверхность дефлектора должна быть сформирована линейными образу-

ющими из-за особенностей технологической оснастки. Конструкционные ограничения на допустимые изменения проточной части, соответствующие задаче модернизации исследуемой турбины, приведены на рис. 1.

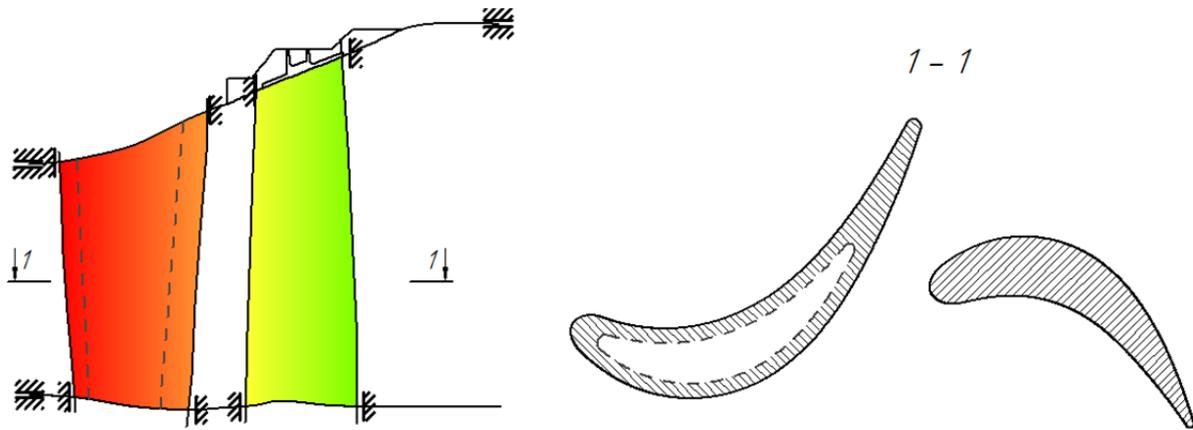


Рис. 1. Исследуемая турбина и заданные конструктивные ограничения на допустимые изменения проточной части

Для того, чтобы не ухудшить работу соседних узлов двигателя, возможные изменения степени понижения полного давления, расхода воздуха, а также распределение угла выхода потока из турбины по высоте в процессе модернизации были ограничены.

Для решения поставленной задачи использовались методы оптимизации, которые позволяют выполнять автоматизированное варьирование геометрическими параметрами турбины с целью нахождения их оптимального сочетания, которое обеспечит максимальный КПД турбины при выполнении всех заданных ограничений на режимные и геометрические параметры турбины.

Описание алгоритма оптимизации

Оптимизация турбины выполнена с использованием программы-оптимизатора IOSO [1; 2]. Схема решения задачи оптимизации приведена на рис. 2.

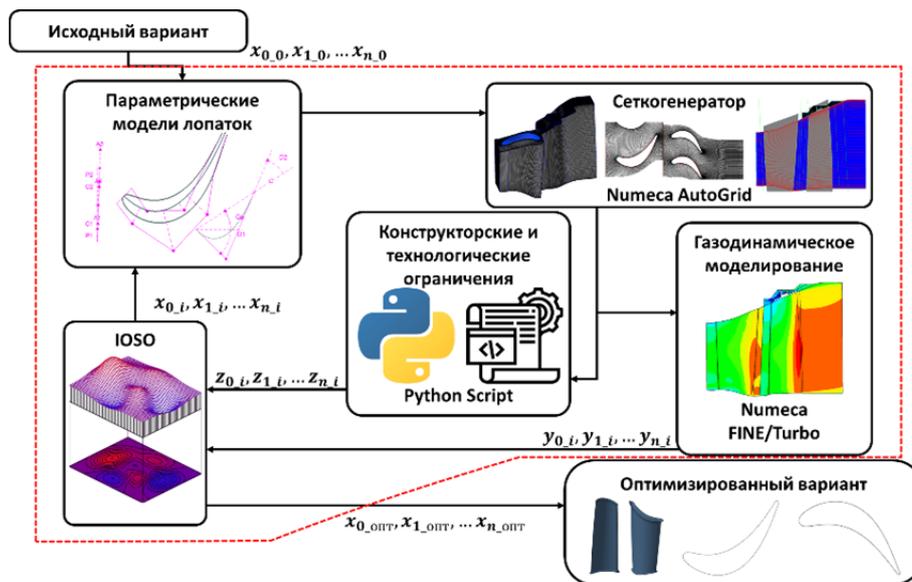


Рис. 2. Алгоритм оптимизации турбины с использованием программы IOSO

Оптимизация турбины – это итеративный процесс, состоящий из множества последовательных шагов, выполняющихся автоматизированно. На каждом i -ом шаге программой IOSO формируется вектор входных переменных $x_{0_i}, x_{1_i}, x_{n_i}$, значения которых загружаются в параметрические модели лопаток и трактовых обводов. Далее строится расчётная сетка и выполняется трёхмерное численное моделирование, в результате которого определяется вектор выходных переменных $y_{0_i}, y_{1_i}, y_{n_i}$, представляющих собой рассчитанные параметры рабочего процесса турбины. Программа учёта конструкторских и технологических ограничений формирует вектор выходных переменных $z_{0_i}, z_{1_i}, z_{n_i}$, характеризующих конструкторские и технологические ограничения. Векторы $y_{0_i}, y_{1_i}, y_{n_i}$ и $z_{0_i}, z_{1_i}, z_{n_i}$ возвращаются в программу IOSO, которая выполняет их обработку на основе оптимизационных алгоритмов и формирует новый вектор входных параметров $x_{0_i}, x_{1_i}, x_{n_i}$. Этот цикл повторяется до достижения сходимости задачи оптимизации, когда критерии перестают улучшаться по мере новых итераций. В качестве критериев задачи оптимизации в работе рассматривался КПД турбины η^* и отличие среднего значения угла выхода потока из турбины от исходного $\Delta\alpha_{\text{вых}}$.

Параметрические модели лопаток и трактовых обводов проточной части

В процессе оптимизации менялись переменные, описывающие форму средней линии, спинки и корытца лопаток по схеме на рис. 3. Для сопловой лопатки число параметрических сечений было 5 или 3 в зависимости от постановки задачи оптимизации. Для рабочей лопатки число параметрических сечений было 3. Также для соловой лопатки менялись выносы сечений в осевом и окружном направлениях.

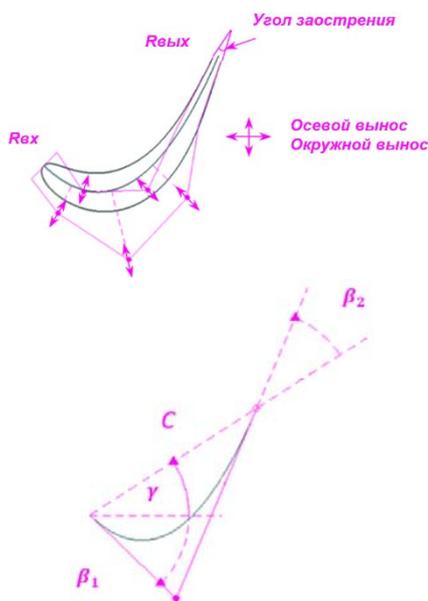


Рис. 3. Схема параметризации лопаток турбины

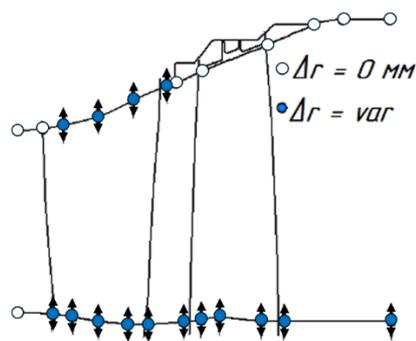


Рис. 4. Схема параметризации трактовых обводов турбины

Кроме того, в процессе оптимизации менялась форма трактовых обводов турбины по схеме, показанной на рис. 4, где маркерами с заливкой обозначены точки трактовых обводов проточной части, радиальные координаты которых менялись в процессе оптимизации, а маркерами без заливки обозначены точки трактовых обводов проточной ча-

сти, координаты которых не менялись в процессе оптимизации. Для подбора необходимой степени понижения полного давления менялось значение статического давления на выходе из турбины.

Описание численной модели

Численная модель рабочего процесса турбины создана в программном комплексе Numeca FINE/Turbo. Моделирование выполнялось в трёхмерной стационарной осесимметричной постановке.

В качестве граничных условий на входе в турбину были заданы радиальные эпюры распределения полного давления, полной температуры и угла потока в окружном направлении (рис. 5). На выходе из турбины задавалось статическое давление на втулочном радиусе. Для передачи данных между доменами соплового аппарата (СА) и рабочего колеса (РК) использовался интерфейс Full Non Matching Mixing Plane. В качестве модели турбулентности использовалась модель Spalart-Allmaras.

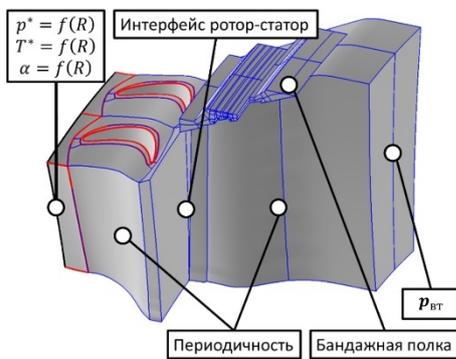


Рис. 5. Граничные условия при численном моделировании турбины

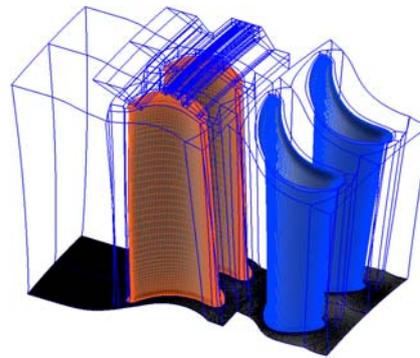


Рис. 6. Сетка конечных объёмов расчётной модели турбины

Настройки сеточной модели (рис. 6) были выбраны с учетом рекомендаций, полученных на основе сопоставления результатов численного моделирования турбин с экспериментальными данными [3 – 6]. В сеточной модели было обеспечено значение безразмерного параметра, характеризующий размер ближайшего к стенке элемента, $y_+ = 1$.

Программы учёта конструкторских и технологических ограничений

В процессе оптимизации часть ограничений выдерживалась автоматически при определении схемы параметризации, например, диаметры на входе в турбину были фиксированы и не менялись. Для выдерживания ограничений, которые было нельзя выдержать автоматически, были разработаны программы, которые контролируют их выполнение.

На рис. 7, а показана схема работы программы для оценки отклонения формы дефлектора от линейной. На спинке и корытце втулочного и периферийного сечений выбираются i контрольных точек на относительном расстоянии \bar{z}_i от входной кромки профиля. Далее с помощью линейного уравнения рассчитывается какое бы положение занимала точка на относительном расстоянии \bar{z}_i от входной кромки профиля в промежуточном сечении на относительной высоте \bar{R} при линейной форме дефлектора и вычисляется расстояние между ним и фактическим положением точки (d_i на рис. 7, а).

Найденные таким образом расстояния для всех i точек суммируются и с помощью этого критерия оценивается отклонение формы дефлектора от линейной.

На рис. 7, б показана схема оценки параметров профилей в контрольных сечениях. Для каждого параметрического сечения оцениваются минимальная и максимальная осевые координаты, а также площадь профиля. Для лопатки СА площадь профилей контролируется таким образом, чтобы обеспечить возможность размещения дефлектора. Для лопатки РК контролируется распределение площадей сечений по высоте, чтобы не допустить ухудшения прочностных параметров.

На рис. 7, в показана схема контроля распределения угла выхода потока из турбины по высоте.

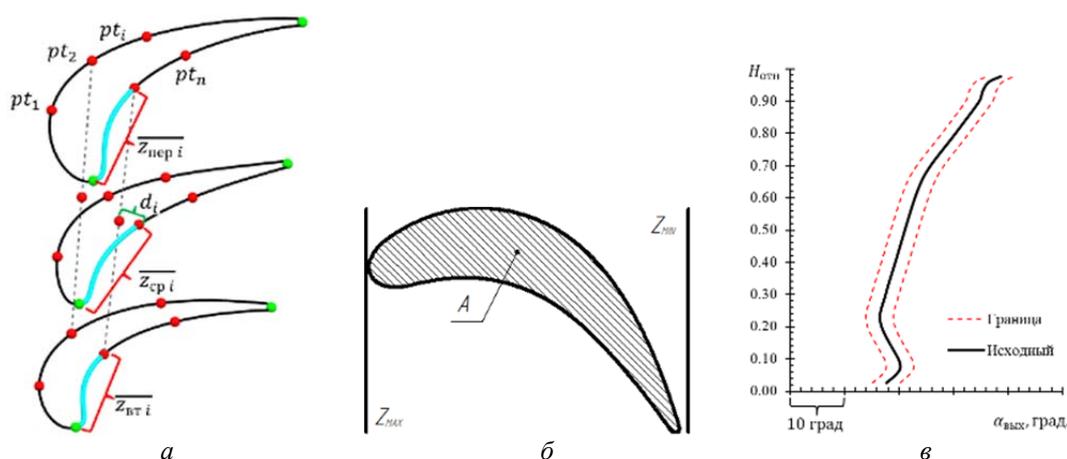


Рис. 7. Ограничения, контролируемые программами в процессе оптимизации:
 а – отклонение формы дефлектора от линейной; б – осевые координаты и площади сечений;
 в – распределение угла выхода потока из турбины по высоте

Оптимизация турбины

Оптимизация турбины проводилась с использованием алгоритма, представленного на рис. 2. Критериями оптимизации являлись КПД η^* и отличие среднего значения угла выхода потока из турбины от исходного $\Delta\alpha_{\text{выс}}$. Варьируемые переменные задачи оптимизации перечислены выше.

Ограничениями при оптимизации являлись:

- изменение значений расхода рабочего тела и степени понижения давления $\pm 1,0\%$ от базовых значений;
- отличие радиальной эпюры угла потока в абсолютном движении на выходе из турбины не более чем на 5 градусов с контролем на 10 радиусах;
- значение параметра, характеризующего отличие формы дефлектора от линейной (рис. 7, а);
- осевые координаты, определяющие перемещение лопаток относительно исходного положения (для контроля изменения конструкции) (рис. 7, б).

Решение задачи оптимизации выполнялось в трёх разных постановках, различающихся степенью варьирования геометрии турбины. Отличия постановок друг от друга приведены в табл. 1.

Таблица 1. Алгоритм поиска требуемого варианта турбины

Этап	Число изменяемых сечений СА	Число изменяемых сечений РК	Учёт варьируемых трактов	Контроль размещения дефлектора СА	Критерии задачи	Кол-во переменных
1	5	3	Нет	Нет	η^* , $\Delta\alpha_{\text{вых}}$	99
2	5	3	Да	Нет	η^* , $\Delta\alpha_{\text{вых}}$	116
Итог: Повышено КПД турбины при сложной геометрии лопатки СА, в которой отсутствовала возможность разместить дефлектор						
3	3	3	Да	Да	η^* , $\Delta\alpha_{\text{вых}}$	94
Итог: Обеспечена возможность размещения дефлектора при большем КПД (рис. 8)						

Результаты решения задач оптимизации представлены в виде фронтов Парето на рис. 8 (параметры оптимизированных вариантов приведены относительно исходного варианта турбины).

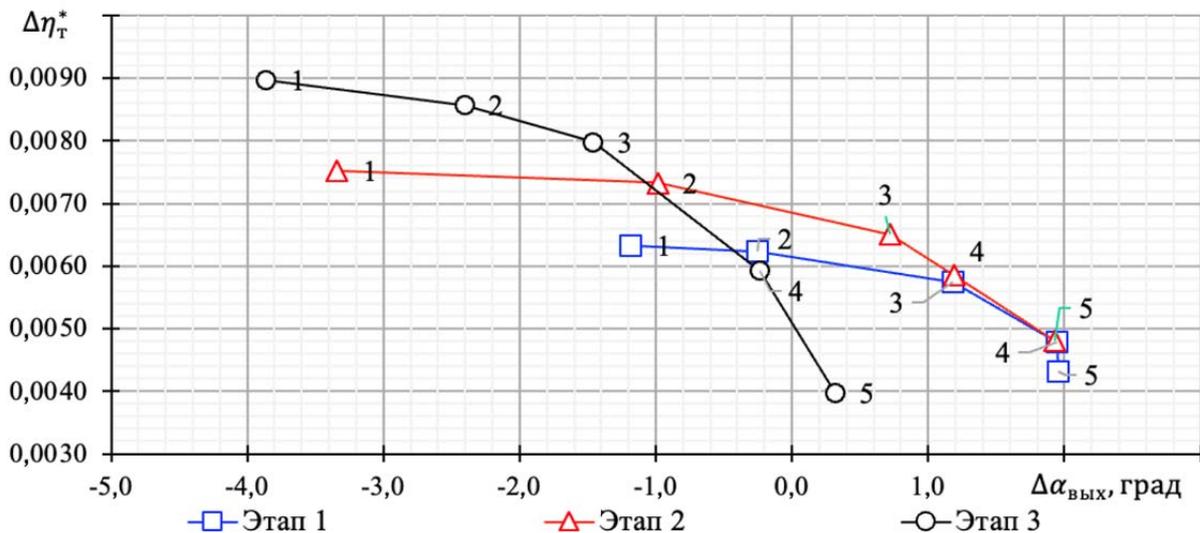


Рис. 8. Результаты решения задач оптимизации турбины

Решение задачи оптимизации этапа 1

На первом этапе задача оптимизации турбины решалась только за счет изменения геометрии лопаток. Форма трактовых обводов оставалась неизменной. Диапазон изменения переменных, определяющих форму лопаток, выбран таким образом, чтобы для СА избежать чрезмерного утонения сечений, что может приводить к ограничению площади проходного сечения дефлектора внутри лопатки. Для лопатки РК контролировалась и поддерживалось примерно постоянным распределение соотношений площадей сечений по высоте для того, чтобы не ухудшить прочностное состояние лопатки. В результате решения задачи оптимизации первого этапа КПД турбины был повышен на 0,63% относительно исходного варианта турбины.

Решение задачи оптимизации этапа 2

На втором этапе постановка задачи оптимизации была аналогична этапу 1, но менялись также форма трактового втулочного обвода СА и РК, а также форма периферийного трактового обвода СА. В качестве начальных вариантов при решении задачи этапа 2 использовались лучшие варианты лопаток СА и РК турбины, найденные при решении задачи этапа 1. В результате решения задачи оптимизации этапа 2 КПД турбины был повышен на 0,75% относительно исходного варианта турбины.

Анализ геометрии лопатки СА, полученной в результате решения задачи оптимизации этапа 2 показал, что ее форма стала криволинейной, что значительно снижает технологичность из-за необходимости использования изогнутого дефлектора и специальной оснастки для его установки в лопатку.

Решение задачи оптимизации этапа 3

Для решения проблемы изогнутого дефлектора при решении задачи оптимизации третьего этапа была разработана специальная программа, которая оценивает отклонение базовой точки профиля среднего сечения от теоретического положения этой точки при линейных образующих лопатки (рис. 7, а). В качестве начальных вариантов при решении задачи оптимизации этапа 3 использованы лучшие найденные при решении задачи этапа 2 варианты лопаток и трактовых обводов турбины, в которых количество параметрических сечений было уменьшено до 3. В результате решения задачи оптимизации этапа 3 КПД турбины был повышен на 0,87% относительно исходного варианта. При этом сохранена возможность использования линейного дефлектора.

Анализ результатов решения задачи оптимизации

В качестве окончательного решения задачи выбрана точка фронта Парето задачи 3 с максимальным значением КПД. Изменение газодинамических параметров турбины после оптимизации приведено в табл. 2.

Таблица 2. Изменение параметров турбины после оптимизации

	Расход рабочего тела	Степень понижения полного давления	КПД	Угол выхода потока из турбины
Изменение	-0,99%	-0,76%	+ 0,090	-3,9 градуса

Сравнение рассчитанных полей числа Маха в относительном движении для исходного и оптимизированного вариантов турбины (рис. 9, 10) показало, что в результате оптимизации был уменьшен отрыв потока во втулочном сечении на входе в СА за счёт поджатия трактовых обводов, а также уменьшена скорость на выходе из СА за счёт раскрытия трактовых обводов. Это привело к снижению потерь в СА. Кроме того, увеличение степени реактивности позволило повысить работу турбины. При этом потери в РК не увеличились. Эти два фактора являются основными причинами повышения КПД турбины в результате оптимизации.

Анализ распределения угла выхода потока из турбины по высоте после оптимизации показал, что угол выхода потока в абсолютном движении на каждом радиусе отличается от исходного не более, чем на 5 градусов. Таким образом, ограничение на данный параметр выполняется.

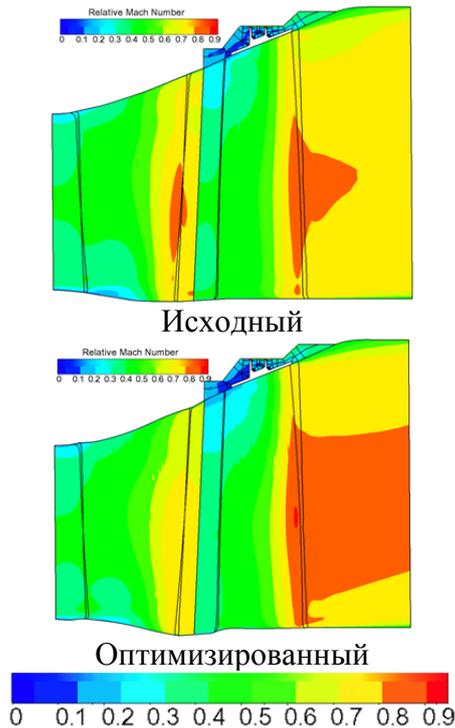


Рис. 9. Числа Маха в относительном движении в меридиональной плоскости

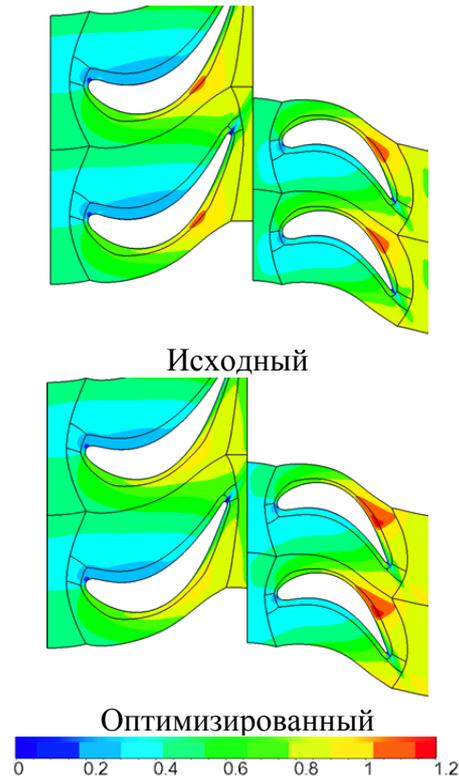


Рис. 10. Числа Маха в относительном движении в среднем сечении

Заключение

В результате оптимизации турбины получен вариант с увеличенным на 0,87% КПД при выполнении требований к распределению угла выхода потока по высоте. При этом выполнены все конструкторские требования и обеспечена возможность размещения линейного дефлектора внутри лопатки СА.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-79-10266, <https://rscf.ru/project/23-79-10266/>.

Библиографический список

1. Sigma technology. <http://www.iosotech.com>
2. Egorov I., Kretinin G., Leshchenko I., Kuptzov S. IOSO optimization toolkit - novel software to create better design // Proceedings of the 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization (September, 4-6, 2002, Atlanta, Georgia). DOI: 10.2514/6.2002-5514
3. Matveev V., Baturin O., Popov G. The optimization of four-stage low pressure turbine with outlet guide vane // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. V. 302, Iss. 1. DOI: 10.1088/1757-899X/302/1/012037
4. Popov G., Matveev V., Baturin O., Novikova Y., Volkov A. Selection of parameters for blade-to-blade finite-volume mesh for CFD simulation of axial turbines // MATEC Web of Conferences. 2018. V. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003003
5. Prabowoputra D.M., Prabowo A.R. Effect of geometry modification on turbine performance: mini-review of Savonius rotor // International Journal of Mechanical

Engineering and Robotics Research. 2022. V. 11, Iss. 10. P. 777-783.
DOI: 10.18178/ijmerr.11.10.777-783

6. Volkov A., Zubanov V., Matveev V., Baturin O., Popov G. Rational settings of a numerical model to simulate the working process of an axial-film-cooled turbine blade // International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research. 2022. V. 11, Iss. 12. P. 901-907. DOI: 10.18178/ijmerr.11.12.901-907

GAS DYNAMIC OPTIMIZATION OF THE WORK PROCESS OF A SINGLE-STAGE COOLED AXIAL TURBINE WITH AN INSIDE BAFFLE

© 2024

G. M. Popov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; popov@ssau.ru

E. S. Goryachkin Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; goryachkin.e.s.@ssau.ru

S. A. Melnikov Postgraduate Student of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; melnikov.sa@ssau.ru

A. I. Shcherban Engineer of the Department of Aircraft Engine Theory; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; korneeva.ai@ssau.ru

E. D. Gataullina Master Student of the Institute of Engine and Power Plant Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; Helena_g99@mail.ru

The article presents the results of optimization of the work process of a single-stage axial turbine in order to increase its efficiency. During optimization, it was necessary to preserve the construction of the original turbine as much as possible. To solve this problem, a parameterization scheme for turbine blades and path contours was developed, taking into account the design and technological limitations. The turbine nozzle blade had an inside baffle. To control the possibility of placing the baffle, a special program was developed that automatically monitors the spatial position of the sections of the blade of the nozzle set. A post-processing program was developed to control the flow parameters at the turbine outlet in height. The efficiency and the vertical deviation of the angle of the outflow from the turbine from the original one were used as optimization criteria. The limitations were the mass flow rate of the working fluid and the total pressure ratio of the turbine. The problem was solved in several stages with different changing variables. As a result of solving the problem, it was possible to increase the turbine efficiency by 0.9%.

Axial turbine; inside baffle; optimization; parameterization

Citation: Popov G.M., Goryachkin E.S., Melnikov S.A., Shcherban A.I., Gataullina E.D. Gas dynamic optimization of the work process of a single-stage cooled axial turbine with an inside baffle. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 144-153. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-144-153

References

1. Sigma technology. Available at: <http://www.iosotech.com>
2. Egorov I., Kretinin G., Leshchenko I., Kuptzov S. IOSO optimization toolkit - novel software to create better design. *Proceedings of the 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization (September, 4-6, 2002, Atlanta, Georgia)*. DOI: 10.2514/6.2002-5514

3. Matveev V., Baturin O., Popov G. The optimization of four-stage low pressure turbine with outlet guide vane. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018. V. 302, Iss. 1. DOI: 10.1088/1757-899X/302/1/012037

4. Popov G., Matveev V., Baturin O., Novikova Y., Volkov A. Selection of parameters for blade-to-blade finite-volume mesh for CFD simulation of axial turbines. *MATEC Web of Conferences*. 2018. V. 220. DOI: 10.1051/mateconf/201822003003

5. Prabowoputra D.M., Prabowo A.R. Effect of geometry modification on turbine performance: mini-review of Savonius rotor. *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*. 2022. V. 11, Iss. 10. P. 777-783. DOI: 10.18178/ijmerr.11.10.777-783

6. Volkov A., Zubanov V., Matveev V., Baturin O., Popov G. Rational settings of a numerical model to simulate the working process of an axial-film-cooled turbine blade. *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*. 2022. V. 11, Iss. 12. P. 901-907. DOI: 10.18178/ijmerr.11.12.901-907

ТОНКОПЛЁНОЧНЫЕ ЭЛЕКТРОДЫ АКТУАТОРОВ НА ОСНОВЕ ДИЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЭЛАСТОМЕРА ДЛЯ СИСТЕМЫ ВИБРОИЗОЛЯЦИИ

© 2024

- В. С. Щербакова** студент;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
viktoria.sherbakova97@gmail.com
- А. М. Базиненков** кандидат технических наук, доцент;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
ambazinenkov@bmstu.ru
- С. В. Сидорова** кандидат технических наук, доцент;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
sidorova@bmstu.ru
- А. Д. Купцов** аспирант;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
alex-kouptsov@yandex.ru
- Д. А. Иванова** аспирант;
Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана;
Ivanova_D_A@bk.ru

Прецизионное исследовательское и технологическое оборудование, как правило, не способно обеспечить свои паспортные характеристики без качественной системы вибрационной защиты. Активная виброизоляция объекта обеспечивается с помощью дополнительного источника движения – актуатора. Наиболее перспективные по точностным характеристикам актуаторы реализуются на основе интеллектуальных материалов, таких как материалы с памятью формы, пьезоэлектрические и магнитострикционные материалы, электро- и магнитоактивные жидкости и эластомеры. Актуаторы на основе одного из типов электроактивных полимеров, диэлектрических эластомеров, показывают высокие характеристики по точности и быстродействию и работают за счёт деформации рабочего тела под действием высокой разности потенциалов электрического поля. В работе представлено сравнение актуаторов на основе листовых и тонкоплёночных управляющих электродов. Оценено влияние качества поверхности полимера и типа электродов на диапазон перемещений актуатора и максимальные амплитуды колебаний, которые способна подавлять система на основе диэлектрического эластомера. Показано, что формирование электрода методом магнетронного распыления в вакууме позволяет создать тонкоплёночный слой меди, который покрывает эластомер, несмотря на развитую поверхность. Отмечено, что после ионной обработки поверхность эластомера приобретает более равномерную, регулярную структуру, а тонкоплёночный слой электрода качественно формируется по топологии эластомера.

Вибрационная защита; виброизоляция; диэлектрический эластомер; актуатор; деформация; вакуум; тонкие плёнки; ионная обработка

Цитирование: Щербакова В.С., Базиненков А.М., Сидорова С.В., Купцов А.Д., Иванова Д.А. Тонкоплёночные электроды актуаторов на основе диэлектрического эластомера для системы виброизоляции // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 154-166.
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-154-166

Введение

В современном производстве и исследовательской деятельности одной из распространённых проблем является негативное влияние вибраций на эффективность и надёжность различных устройств и характеристики технологических процессов. Особенно проблема актуальна для современного оборудования электронного машиностроения, где размеры объектов сравнимы с размерами атомов. Внешняя вибрация может

привести к дефектам изделий, изготавливаемых различными методами литографии, лазерной и ионно-лучевой обработкой, а также параметрическим отказам оборудования и отказам функционирования.

Наиболее эффективным методом вибрационной защиты является виброизоляция, подразделяющаяся на активную и пассивную. В первом случае устройство не использует энергию дополнительного источника, такая защита эффективна только при узком диапазоне частот, и к её недостаткам относится отсутствие возможности регулировки характеристик устройства. Активная виброизоляция достигается за счёт использования различных приводов (актуаторов), которые могут принципиально отличаться между собой по физическому принципу действия. Активные элементы таких устройств позволяют контролировать реакцию системы при различных воздействиях и управлять ею. Среди актуаторов в настоящее время особое внимание привлекают механизмы на основе интеллектуальных материалов (англ. smart materials), меняющих свои свойства под внешним воздействием различной природы. К ним, в числе прочих, относятся пьезоэлектрические и магнестрикционные материалы, электро- и магнитоэологические жидкости, а также электро- и магнитоактивные эластомеры.

Принцип работы пьезоэлектрического актуатора основан на обратном пьезоэлектрическом эффекте, под действием электрического поля возникает упорядочено расположение диполей, проводящее к механической деформации материала, которая зависит от направления поляризации [1; 2]. Конструкция актуатора базируется на направлении его деформации, которая разделяется на поперечную, продольную и сдвиговую [3]. Такие устройства позволяют достигать минимальной погрешности позиционирования (до 0,3 нм) и высокого быстродействия. Однако имеются явные недостатки: низкая грузоподъёмность, низкий диапазон возможных деформаций без использования мультиплицирующего механизма.

Актуатор магнестрикционный, принцип действия которого основывается на эффекте магнестрикции, аналогичен по своим достоинствам пьезоэлектрическому. Деформации возникают за счёт смещения частиц под действием магнитного поля и не зависят от направления поля [4]. Такие актуаторы обеспечивают широкий диапазон перемещений, но чувствительны к внешним магнитным воздействиям и температуре.

Актуаторы на основе магнитоэологической и электроэологической жидкостей представляют собой гидравлические приводы с соответствующей рабочей неньютоновской жидкостью. Они имеют высокие быстродействие, нагрузочную способность и точность, однако более сложны в реализации за счёт необходимости применения насосного оборудования и гидравлической системы [3].

Актуатор на основе магнитоэологического эластомера (МРЭ) работает за счёт того, что МРЭ изменяет свои размеры под действием внешнего магнитного поля за счёт перестраивания частиц дисперсной фазы в цепочки по линиям магнитного поля. Однако, их применение в качестве виброизоляторов затрудняется малым временем реакции, ограниченным нарастанием магнитного поля [5].

Одним из наиболее перспективных в данной области среди интеллектуальных материалов является диэлектрический эластомер (ДЭ). Данный материал относится к подгруппе электроактивных полимеров (ЭАП), изменяющих свои размеры при приложении к ним электрического поля. ЭАП разделяются на ионные, в которых деформация осуществляется за счёт смещения ионов, и электронные, в которых деформация осуществляется в результате действия электростатических сил. ДЭ относится ко второй группе и изменяет свои размеры под действием электрического поля за счёт суммарного действия эффекта электрострикции и сил электростатики, как показано на рис. 1. К его преимуществам относятся низкий удельный вес, высокая податливость, высокое быстродействие и высокий диапазон создаваемых под внешним полем деформаций [6].

ДЭ состоит из упругой матрицы и высокодиэлектрического наполнителя, необходимого для повышения деформации материала под действием электрического поля. Пропорции сочетания данных компонентов оказывают значительное влияние на свойства материала и характеристики актуатора [7; 8].

Конструкцию актуатора на основе ДЭ удобно разработать на основе прототипов конструкций пьезоактуаторов, а именно ползункового [3; 9; 10] или пакетного [11]. Наиболее простой конструкцией является плоский конденсатор: ДЭ плотно зажимается между двумя электродами и при подаче электрического поля под действием электростатических сил и электрострикции происходит деформация, как показано на рис. 1.

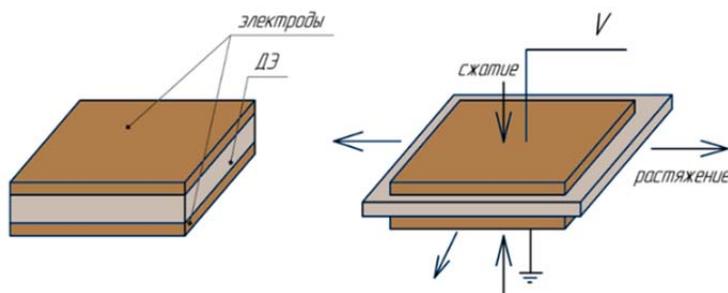


Рис. 1. Принцип действия актуатора на основе диэлектрического эластомера

Однако, для использования в качестве основы устройства для активной виброизоляции ДЭ должен выдерживать значительное давление и выдерживать высокую нагрузку, что невозможно с учётом его минимальной толщины. Для повышения грузоподъёмности (нагрузочной способности) и увеличения диапазона создаваемой деформации используют многослойные конструкции из последовательно сложенных слоёв ДЭ, зажатых между электродами. В данном случае общая деформация суммируется из деформаций каждого отдельного слоя. При этом погрешность позиционирования такжекратно возрастёт. Схема такого многослойного устройства представлена на рис. 2.

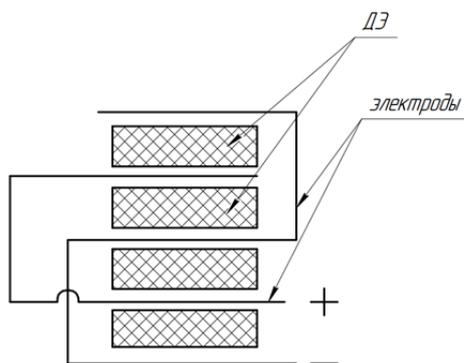


Рис. 2. Многослойная конструкция актуатора на основе диэлектрического эластомера

Изготовление подобного актуатора включает два основных этапа: создание ДЭ, соединение эластомеров вместе с электродами в столбчатую конструкцию. При этом важнейшее влияние на характеристики актуатора оказывают электроды, обеспечивающие подачу внешнего электрического поля на эластомер.

Типы электродов для актуатора на основе диэлектрического эластомера

Важным фактором, определяющим эффективность актуатора на основе ДЭ, является природа применяемых электродов. Они должны обладать высокой электропроводностью, низким модулем упругости и высокой эластичностью, чтобы не затруднять деформацию ДЭ под действием внешнего поля. Также важным требованием является высокая адгезия электродов и полимера. Возможными отрицательными факторами являются перекося конструкции после соединения с электродами и воздушные зазоры между элементами.

В литературных источниках отражены разнообразные способы реализации электродов: 1 – тонкоплёночный электрод, нанесённый вакуумными методами; 2 – электрод, вырезанный из металлического листа или фольги; 3 – жидкий электрод из проводящей пасты; 4 – электрод на основе углеродных нанотрубок.

Формирование покрытия тонкоплёночного электрода можно проводить любым известным способом нанесения тонких плёнок в вакууме, так как необходимо нанести хорошо проводящий слой металла. Наиболее простым в реализации является метод термического испарения [12]. Метод позволяет обеспечить необходимую податливость и эластичность электродов и добиться их минимальной толщины от 10 до 50 нм. Высокая адгезия позволяет обеспечить жёсткость конструкции актуатора, однако процесс и оборудование для нанесения покрытия достаточно дорогостоящие и сопровождаются усложнением сборки актуатора в части подвода потенциала к тонкоплёночным электродам.

Другим технологическим решением является получение электродов из листа или фольги механической обработкой заготовки. Медные электроды можно вырезать из листа, минимальная толщина которого согласно действующим стандартам – 0,4 мм. Данный метод значительно дешевле вакуумного нанесения тонких плёнок, прост и удобен в реализации, может быть осуществлён на универсальном оборудовании и позволяет легко подвести потенциал к электродам. Однако за счёт высокой жёсткости листовых электродов существенно снижается потенциальная деформация ДЭ. Технология изготовления актуатора при этом осложняется за счёт необходимости создания плотного соединения между ДЭ и электродом, исключая возникновение воздушных зазоров и перекося конструкции.

Аналогично возможно изготовить электроды из медной фольги, минимальная толщина которой согласно стандартам 0,25 мм. Фольга будет оказывать меньшее сопротивление деформации ДЭ под действием внешнего электрического поля, однако в этом случае сложно обеспечить плотное и равномерное соединение между слоями. При соединении имеется большая вероятность возникновения дефектов, в частности, коробления фольги.

Одной из наиболее эффективных проводящих паст, которая может быть использована в качестве жидких электродов, является соединение на основе золота и платины, минимальная толщина, которую возможно обеспечить этими материалами, составляет от 10 до 24 мкм. Такой метод создания электродов отличается простотой, быстротой и дешевизной. Однако полностью отсутствует жёсткость конструкции, устранить которую невозможно, что сопровождается сложностью подвода потенциала и потенциальными малыми массами перемещаемых актуатором объектов.

Углеродные нанотрубки (УНТ) эффективно используются благодаря своей термостойкости, механической податливости и химической стойкости. Однако острые концы УНТ могут служить концентраторами электрического поля и потенциально вызывать пробой окружающего воздуха. К недостаткам УНТ относятся дороговизна, высокие

требования к технологии нанесения на полимер и необходимость специализированного дорогостоящего оборудования.

Наиболее простым и доступным методом реализации электродов является листовый материал, однако нет информации о влиянии этих электродов на деформацию полимеров. Альтернативным методом является нанесение покрытия электродов в вакууме, позволяющее создать наиболее равномерную и эффективную конструкцию. Вместе с тем в литературе отсутствует информация о режимах обработки полимеров для реализации этого метода, а также сомнительна экономическая эффективность этого метода.

Изготовление образцов диэлектрических эластомеров

Для сравнения различных типов электродов было изготовлено необходимое количество ДЭ в лаборатории АО «Плутон» (г. Москва, РФ). В качестве упругой матрицы был выбран силиконовый компаунд СИЭЛ 159-322А, характеристики которого представлены в табл. 1. Одним из наиболее эффективных наполнителей, согласно литературе, является титанат бария, поэтому модификация матрицы происходила с добавлением данного порошка [13; 14]. Характеристики выбранного наполнителя представлены в табл. 2.

Таблица 1. Характеристики СИЭЛ 159-322А

Прочность при растяжении, МПа	3,0
Относительное удлинение при разрыве, %	от 160 до 170
Удельное объёмное электрическое сопротивление, Ом·м	$1 \cdot 10^{13}$
Электрическая прочность, кВ/мм	27
Диапазон рабочих температур, °С	от -60 до +200

Таблица 2. Характеристики титаната бария марки ТБК-1

Влажность, %	0,1
Потери при прокаливании, %	0,1
Мольное соотношение ВаО/ТiО ₂	0,96
Средний размер частиц, мкм	0,5

Изготовление ДЭ состояло из следующих последовательно выполняемых этапов:

1. Модифицирование порошком титаната бария силикона с отвердителем в массовом соотношении 1:1.
2. Обезгаживание полимерной смеси при давлении 1 мбар в течение 10 мин.
3. Полимеризация эластомера в печи в форме (рис. 3) в течение 30 мин при температуре 150°С.
4. Охлаждение и извлечение образца с последующей его вырубкой.



Рис. 3. Схема полимеризации диэлектрического эластомера

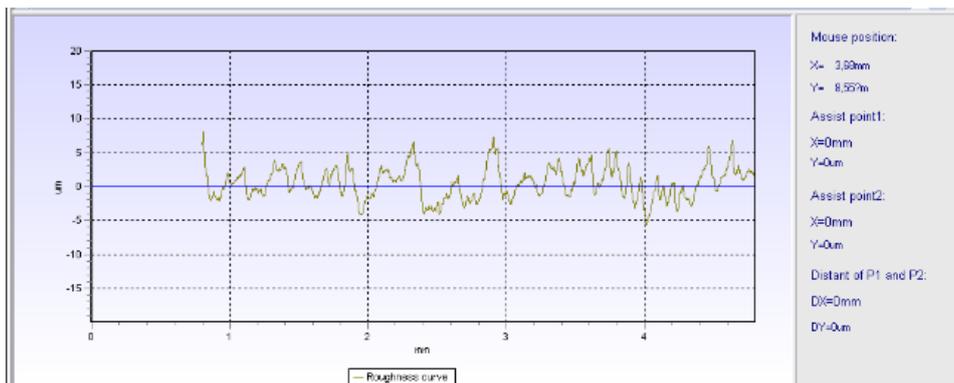
В дальнейшем происходило формирование электродов на поверхности ДЭ методами нанесения тонких плёнок в вакууме.

Тонкоплёночные электроды

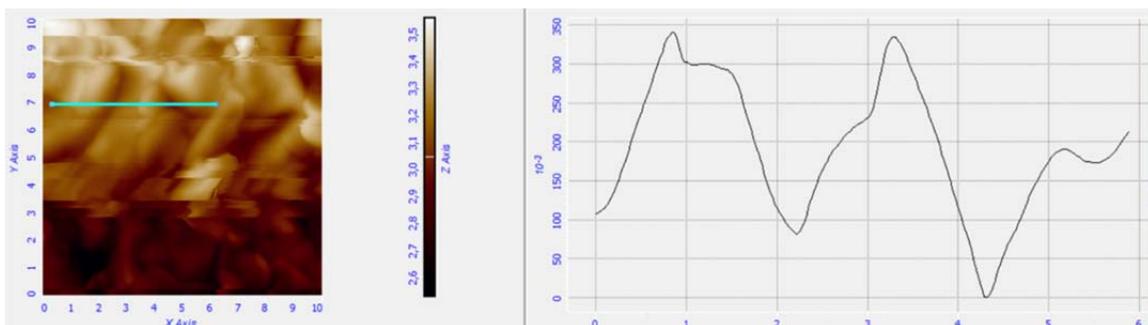
Решающее влияние на качество тонкоплёночных электродов оказывает качество поверхности полимера под нанесение токопроводящего покрытия.

Морфология поверхности, в том числе шероховатость, влияет на качество адгезии между плёнкой электрода и подложкой, а также общую толщину проводящего покрытия. Первичным параметром для обеспечения высокого качества формирования плёнки на образце выбирается шероховатость. Оценка профиля структуры и характерных значений осуществлялась при помощи сертифицированного профилометра TR220. Возможности атомно-силового микроскопа позволяют оценить топографию мягких поверхностей, которыми являются эластомеры, поэтому оценку шероховатости поверхности эластомера проводили на профилометре и атомно-силовом микроскопе.

Осаждение плёнки проводилось методом магнетронного распыления в вакууме [15; 16] из медной мишени диаметром 50,8 мм. Расстояние от мишени до подложки составляло 65 мм, что соответствует скорости осаждения покрытия 35 нм/мин в данной системе. В качестве источника питания магнетрона использовали RF блок питания с мощностью разряда 60 Вт. Предварительная ионная обработка проведена при токе разряда 30 мА и ускоряющем напряжении 530 В. Результаты и фактический профиль поверхности показаны на рис. 4.



а



б

Рис. 4. Результаты измерения шероховатости поверхности эластомера:
а – на профилометре; б – на атомно-силовом микроскопе

По параметру шероховатости R_a значения для поверхности эластомера находятся в диапазоне от 2,0 до 2,2 мкм. Данное измерение позволяет констатировать факт, что для изготовления каскадной структуры эластомер-проводник необходимо осаждавать плёнки меди толщиной порядка 2,5 мкм, чтобы верхний атомарный слой проводника был выше пиков шероховатости эластомера. При этом стоит заметить, что плёнка меди

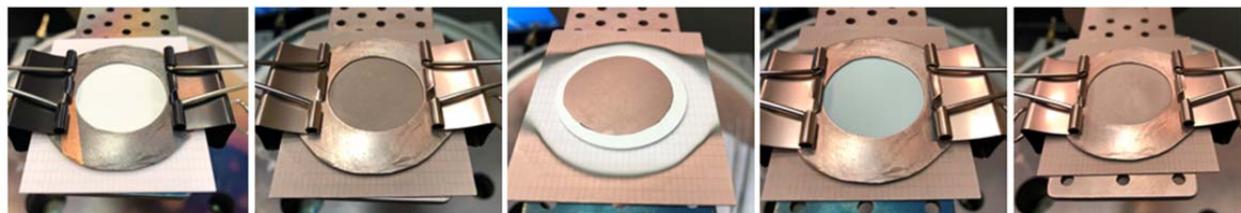
будет иметь шероховатость на порядок меньше шероховатости эластомера, что подтверждается результатами измерения шероховатости поверхности образца-свидетеля (чистой подложки ситалла и плёнки, сформированной на этой подложке).

Измерения шероховатости поверхности ситалла показали значения порядка 30 нм. Плёнка меди толщиной 540 нм на такой же подложке имеет шероховатость от 8 до 10 нм. Это говорит о том, что атомы осаждаемой плёнки при предварительном ионном ассистировании сначала заполняют «впадины» подложки, затем начинают свой рост на менее развитой поверхности.

В результате проведённых исследований обнаружено, что на диэлектрическом эластомере возможно формирование медной плёнки толщиной 540 нм таким образом, что при образовании радиуса изгиба эластомера с плёнкой порядка 5 мм не происходит растрескивание и отслоение плёнки благодаря предварительной ионной обработке ионами аргона, а также высокоэнергетическим влиянием осаждаемых атомов меди магнетронного распыления.

Применение предварительной ионной обработки эластичного материала перед формированием слоя металлизации подтвердило свою целесообразность. Возможность реализации последовательности обработки эластомера в вакууме в едином технологическом цикле позволила исключить попадание нежелательных компонентов между поверхностью эластомера и тонкоплёночным покрытием, тем самым обеспечив более плотное прилегание тонкоплёночного электрода.

Для последующей сборки четырёхслойных актуаторов формирование электродов проводилось на круглых образцах эластомера методом магнетронного распыления меди в вакууме на установке МВТУ-11-1МС (рис. 5), разработанной на кафедре электронных технологий в машиностроении Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана.



*Рис. 5. Маршрут изготовления слоёв актуатора
(формирование тонкоплёночных электродов с обеих сторон эластомера)*

Образцы эластомера после жидкостной очистки помещались на подложкодержатель в специальную оснастку. После откачки вакуумной камеры до рабочего давления ионного источника проводилась ионная обработка образцов, далее ионный источник выключался и проводилось магнетронное распыление меди с отработанными ранее режимами нанесения покрытия. На двух образцах из четырёх наносился электрод с обеих сторон для облегчения последующего соединения элементов актуатора.

Создание экспериментального образца актуатора

В лаборатории кафедры электронных технологий в машиностроении Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана была произведена сборка четырёхслойных актуаторов на основе изготовленных ДЭ. Из ДЭ были вырезаны одинаковые цилиндрические образцы, размеры которых представлены на рис. 6.

При использовании двух жёстких электродов, диаметром 32 мм и толщиной 0,5 мм соединение происходило с помощью смеси силикона с отвердителем без модификатора. Два электрода были соединены с эластомерами как показано на рис. 7.

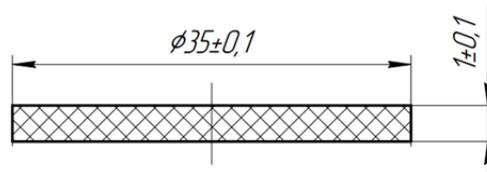


Рис. 6. Размеры ДЭ для актуаторов

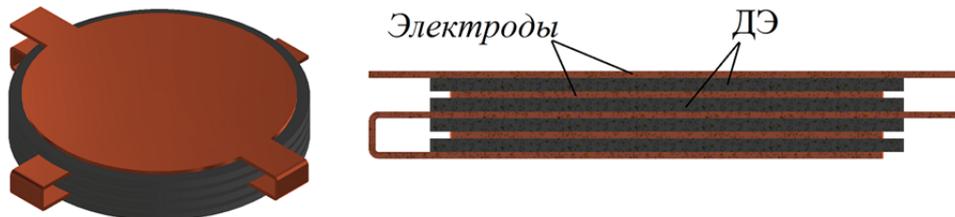


Рис. 7. Конструкция актуатора с жёсткими электродами

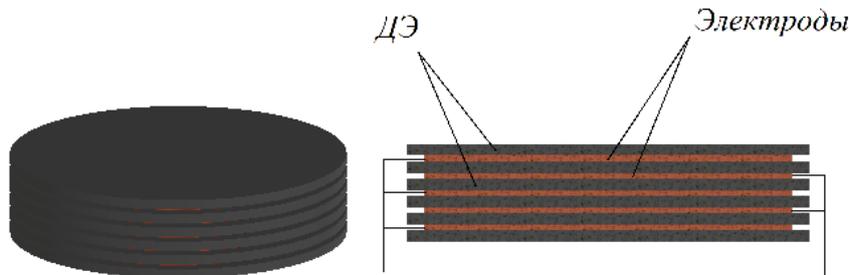


Рис. 8. Конструкция актуатора с тонкоплёночными электродами

После сборки актуатора осуществлялась полимеризация в печи в течение 30 мин при температуре 150°C . После остывания актуатора при комнатной температуре к электродам были припаяны провода для подачи рабочего напряжения.

Аналогично была собрана конструкция с тонкоплёночными электродами. После нанесения электродов с двух сторон на эластомер они склеивались с помощью токопроводящего клея, слой которого наносился механически. В момент склеивания к электродам подводился и приклеивался провод для подачи потенциала (рис. 8).

Исследования деформации с листовыми и тонкоплёночными электродами

С помощью лабораторного стенда было проведено измерение перемещения изготовленных актуаторов на основе ДЭ с разными электродами. На образцы подавалось напряжение от 0 до 3 кВ с высоковольтного блока питания.

Схема стенда изображена на рис. 9. Напряжение подавалось с помощью высоковольтного блока питания (ВВБП) на делитель напряжений (ДН), который подключался к электродам испытуемого образца. Сам образец находился на изолированной поверхности, над которой устанавливался ёмкостной датчик на расстоянии до 1 мм, подключенный к блоку управления (БУДП). Датчик измерял положение исследуемого объекта пока подаваемое напряжение пошагово увеличивалось.

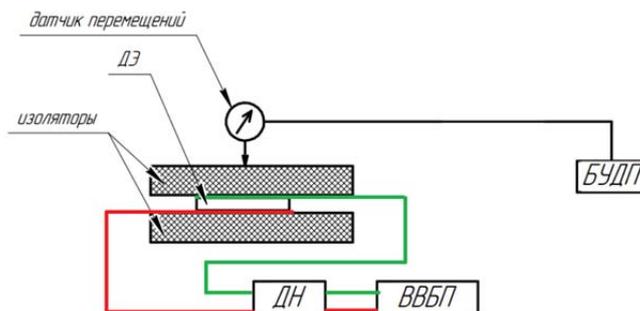


Рис. 9. Схема измерения перемещения актуаторов под действием электрического поля

В результате проведенных исследований получены зависимости деформации изготовленных актуаторов под действием внешнего электрического поля. Максимальное перемещение актуаторов при разности потенциалов 2,7 кВ с жесткими электродами составило 4,5 мкм, а актуатора с тонкопленочными электродами 7,5 мкм (рис. 10). Однако, была обнаружена значительная погрешность в результатах дрейфа положения исследуемых образцов. Так как данная погрешность одинакова для обоих образцов, то сравнение образцов может быть осуществлено без ущерба для достоверности результатов.

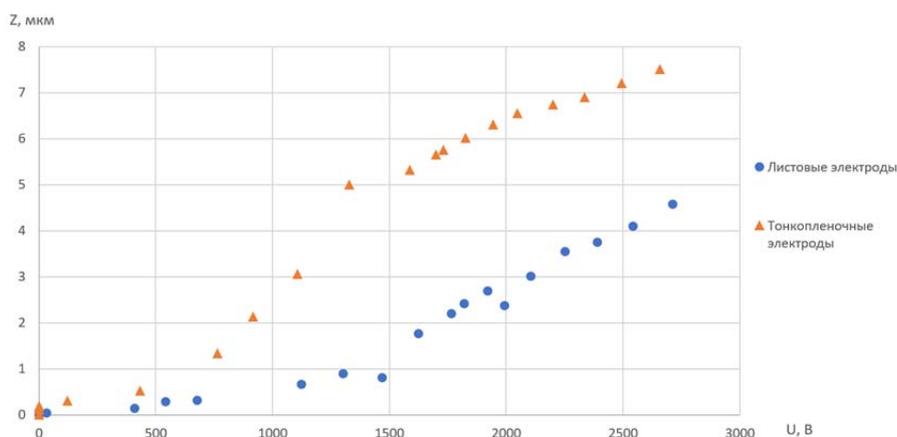


Рис. 10. Зависимость деформации под действием электрического тока от подаваемого напряжения для актуатора с тонкопленочными и листовыми электродами

За счёт своей податливости актуаторы с тонкопленочными электродами показали большую деформацию по сравнению с листовыми электродами. Но существуют недостатки рассматриваемой технологии, такие как неравномерность клеевого соединения и техническая сложность создания потенциала.

Заключение

Выявлено, что одним из перспективных материалов для создания актуаторов систем активной виброизоляции является ДЭ за счёт низкого модуля упругости, высокой податливости, низкого времени отклика на управляющий сигнал.

Сравнительный анализ электродов для актуатора на основе ДЭ показал, что наиболее удобными в реализации являются листовые электроды, однако они ограничи-

вают деформацию ДЭ за счёт высокой жёсткости, а наиболее эффективными являются тонкоплёночные электроды за счёт высокой податливости, однако они гораздо дороже в реализации.

В результате проведённых исследований и измерений шероховатости поверхностей образца-свидетеля (ситалла) и эластомера выявлено, что для достижения малых значений шероховатости плёнки и полного «закупоривания» пиков шероховатости эластомера необходимо формировать проводящий слой электрода актуатора толщиной больше 2,5 мкм при начальной шероховатости ДЭ от 2,0 до 2,2 мкм.

Изготовление актуаторов с листовыми электродами позволило выявить такие дефекты, как непараллельность слоёв электродов при склеивании, повышенная жёсткость конструкции и перекося многослойной структуры.

Изготовление актуаторов с тонкоплёночными электродами позволяет создать конструкцию с минимальными перекосями, однако её изготовление осложняется трудоёмкостью подвода потенциалов к электродам.

Измерение деформации четырёхслойных актуаторов на основе ДЭ с титанатом бария в качестве модификатора под действием электрического поля показало, что деформация актуатора с листовыми электродами составляет 4,5 мкм при напряжении 2,7 кВ, а тонкоплёночного 7,5 мкм, что подтверждает большую эффективность тонкоплёночных электродов.

Библиографический список

1. Gao X., Yang J., Wu J., Xin X., Li Z., Yuan X., Shen X., Dong S. Piezoelectric actuators and motors: materials, designs, and applications // *Advanced Materials Technologies*. 2020. V. 5, Iss. 1. DOI: 10.1002/admt.201900716
2. Mohith S., Upadhyaya A.R., Navin K.P., Kulkarni S.M., Rao M. Recent trends in piezoelectric actuators for precision motion and their applications: a review // *Smart Materials and Structure*. 2021. V. 30, Iss. 1. DOI: 10.1088/1361-665X/abc6b9
3. Wang S., Rong W., Wang L., Hui X., Sun L., Mills J.K. A survey of piezoelectric actuators with long working stroke in recent years: classifications, principles, connections and distinctions // *Mechanical Systems and Signal Processing*. 2019. V. 123. P. 591-605. DOI: 10.1016/j.ymsp.2019.01.033
4. Tzou H.S., Lee H.-J., Arnold S.M. Smart materials, precision sensors/actuators, smart structures, and structronic systems // *Mechanics of Advanced Materials and Structures*. 2004. V. 11, Iss. 4-5. P. 367-393. DOI: 10.1080/15376490490451552
5. Bastola A.K., Hossain M. A review on magneto-mechanical characterizations of magnetorheological elastomers // *Composites Part B: Engineering*. 2020. V. 200. DOI: 10.1016/j.compositesb.2020.108348
6. Li Z., Sheng M., Minqing W., Pengfei D., Li B., Chen H. Stacked dielectric elastomer actuator (SDEA): casting process, modeling and active vibration isolation // *Smart Materials and Structures*. 2018. V. 27, Iss. 7. DOI: 10.1088/1361-665X/aabea5
7. Пелссерс Э.Г.М., Хендрикс К.П., Хаккенс Ф.Й.Г., Хильгерс А., Ван Ден Энде Д.А., Джонсон М.Т. Управление жёсткостью для электроактивных исполнительных устройств: патент РФ № 2748051; опубл. 19.05.2021; бюл. № 14.
8. Skov A.L., Yu L. Optimization techniques for improving the performance of silicone-based dielectric elastomers // *Advanced Engineering Materials*. 2017. V. 20, Iss. 5. DOI: 10.1002/adem.201700762
9. Zhang Z.M., An Q., Li J.W., Zhang W.J. Piezoelectric friction – inertia actuator – a critical review and future perspective // *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2012. V. 62. P. 669-685. DOI: 10.1007/s00170-011-3827-z

10. Yao K., Uchino K., Xu Y., Dong S., Lim L.C. Compact piezoelectric stacked actuators for high power application // *IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics and Frequency Control*. 2000. V. 47, Iss. 4. P. 819-825. DOI: 10.1109/58.852063

11. Manohar Shankar B.S., Amith Mathias K., Kulkarni S.M. Influence of filler and processing parameters on the mechanical properties of dielectric elastomer composites // *Materials Today: Proceedings*. 2020. V. 27, Part 1. P. 221-226. DOI: 10.1016/j.matpr.2019.10.058

12. Панфилов Ю. Нанесение тонких плёнок в вакууме // *Технологии в электронной промышленности*. 2007. № 3 (15). С. 76-80.

13. Sikulskyi S., Mekonnen D.T., El Atrache A., Divo E., Kim D. Effects of ferroelectric fillers on composite dielectric elastomer actuator // *Actuators*. 2021. V. 10, Iss. 7. DOI: 10.3390/act10070137

14. Li J., Huang H., Morita T. Stepping piezoelectric actuators with large working stroke for nano-positioning systems: a review // *Sensors and Actuators A: Physical*. 2019. V. 292. P. 39-51. DOI: 10.1016/j.sna.2019.04.006

15. Купцов А.Д., Сидорова С.В. Металлические тонкоплёночные покрытия для солнечных панелей // *Материалы XXV научно-технической конференции с участием зарубежных специалистов «Вакуумная наука и техника» (16-22 сентября 2018 г., Судак, Крым)*. М.: Новелла, 2018. С. 187-192.

16. Sidorova S.V., Kouptsov A.D., Pronin M.A. Problems and solutions of automation of magnetron sputtering process in vacuum // *Lecture Notes in Electrical Engineering*. 2020. V. 641. P. 944-952. DOI: 10.1007/978-3-030-39225-3_101

THIN-FILM ELECTRODES OF DIELECTRIC ELASTOMER-BASED ACTUATORS FOR AN ACTIVE VIBRATION CONTROL SYSTEM

© 2024

- V. S. Shcherbakova** Student;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
viktoriasherbakova97@gmail.com
- A. M. Bazinenkov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
ambazinenkov@bmstu.ru
- S. V. Sidorova** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
sidorova@bmstu.ru
- A. D. Kouptsov** Postgraduate Student;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
alex-kouptsov@yandex.ru
- D. A. Ivanova** Postgraduate Student;
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation;
Ivanova_D_A@bk.ru

Precision research and technological equipment, as a rule, is not able to provide its specification characteristics without a high-quality vibration protection system. Active vibration control of an object is provided with the help of an additional source of movement, an actuator. The most promising high accuracy actuators are based on smart materials, such as materials with shape memory, piezoelectric and magnetostrictive materials, electro- and magnetic active fluids and elastomers. Dielectric elastomer is one of the types of electroactive polymers. Actuators based on a dielectric elastomer show high performance in terms of accuracy and speed and operate due to the controllable deformation of the elastomer under the action of a high voltage electric field. The paper provides a comparison of actuators based on sheet and thin film control electrodes. The influence of the quality of the polymer

surface and the type of electrodes on the travel range of the actuator and maximum amplitude of vibrations the system can suppress on the basis of a dielectric elastomer is estimated. The formation of the electrode by magnetron sputtering in vacuum makes it possible to create a thin-film layer of copper that covers the elastomer, despite the developed surface. The effect of ion treatment of an elastomer before coating on the quality of the formed electrode is considered. After the ion treatment, the surface of the elastomer acquires a more uniform regular structure. A thin-film electrode layer is formed according to the topology of the elastomer to an accomplished standard.

Vibration control; dielectric elastomer; actuator; deformation; vacuum; thin films; ion treatment

Citation: Shcherbakova V.S., Bazinenkov A.M., Sidorova S.V., Kouptsov A.D., Ivanova D.A. Thin-film electrodes of dielectric elastomer-based actuators for an active vibration control system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 154-166. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-154-166

References

1. Gao X., Yang J., Wu J., Xin X., Li Z., Yuan X., Shen X., Dong S. Piezoelectric actuators and motors: materials, designs, and applications. *Advanced Materials Technologie*. 2020. V. 5, Iss. 1. DOI: 10.1002/admt.201900716
2. Mohith S., Upadhyaya A.R., Navin K.P., Kulkarni S.M., Rao M. Recent trends in piezoelectric actuators for precision motion and their applications: a review. *Smart Materials and Structure*. 2021. V. 30, Iss. 1. DOI: 10.1088/1361-665X/abc6b9
3. Wang S., Rong W., Wang L., Hui X., Sun L., Mills J.K. A survey of piezoelectric actuators with long working stroke in recent years: classifications, principles, connections and distinctions. *Mechanical Systems and Signal Processing*. 2019. V. 123. P. 591-605. DOI: 10.1016/j.ymssp.2019.01.033
4. Tzou H.S., Lee H.-J., Arnold S.M. Smart materials, precision sensors/actuators, smart structures, and structronic systems. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*. 2004. V. 11, Iss. 4-5. P. 367-393. DOI: 10.1080/15376490490451552
5. Bastola A.K., Hossain M. A review on magneto-mechanical characterizations of magnetorheological elastomers. *Composites Part B: Engineering*. 2020. V. 200. DOI: 10.1016/j.compositesb.2020.108348
6. Li Z., Sheng M., Mingqing W., Pengfei D., Li B., Chen H. Stacked dielectric elastomer actuator (SDEA): casting process, modeling and active vibration isolation. *Smart Materials and Structures*. 2018. V. 27, Iss. 7. DOI: 10.1088/1361-665X/aabea5
7. Pelssers E.G.M., Hendriks C.P., Hakkens F.J.G., Hilgers A., Van Den Ende D.A., Johnson M.T. *Upravlenie zhestkost'yu dlya elektroaktivnykh ispolnitel'nykh ustroystv* [Stiffness control for electroactive executive devices]. Patent RF, no. 2748051, 2021. (Publ. 19.05.2021, bull. no. 14)
8. Skov A.L., Yu L. Optimization techniques for improving the performance of silicone-based dielectric elastomers. *Advanced Engineering Materials*. 2017. V. 20, Iss. 5. DOI: 10.1002/adem.201700762
9. Zhang Z.M., An Q., Li J.W., Zhang W.J. Piezoelectric friction – inertia actuator – a critical review and future perspective. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2012. V. 62. P. 669-685. DOI: 10.1007/s00170-011-3827-z
10. Yao K., Uchino K., Xu Y., Dong S., Lim L.C. Compact piezoelectric stacked actuators for high power application. *IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics and Frequency Control*. 2000. V. 47, Iss. 4. P. 819-825. DOI: 10.1109/58.852063
11. Manohar Shankar B.S., Amith Mathias K., Kulkarni S.M. Influence of filler and processing parameters on the mechanical properties of dielectric elastomer composites. *Materials Today: Proceedings*. 2020. V. 27, Part 1. P. 221-226. DOI: 10.1016/j.matpr.2019.10.058
12. Panfilov Yu. Deposition of thin films in vacuum. *Tekhnologii v Elektronnoy Promyshlennosti*. 2007. No. 3 (15). P. 76-80. (In Russ.)

13. Sikulskyi S., Mekonnen D.T., El Atrache A., Divo E., Kim D. Effects of ferroelectric fillers on composite dielectric elastomer actuator. *Actuators*. 2021. V. 10, Iss. 7. DOI: 10.3390/act10070137

14. Li J., Huang H., Morita T. Stepping piezoelectric actuators with large working stroke for nano-positioning systems: a review. *Sensors and Actuators A: Physical*. 2019. V. 292. P. 39-51. DOI: 10.1016/j.sna.2019.04.006

15. Kuptsov A.D., Sidorova S.V. Thin film metal coatings for solar panels. *Proceedings of the XXV International Scientific and Technical Conference «Vacuum Science and Technology» (September, 16-22, 2018, Sudak, Crimea)*. Moscow: Novella Publ., 2018. P. 187-192. (In Russ.)

16. Sidorova S.V., Kouptsov A.D., Pronin M.A. Problems and solutions of automation of magnetron sputtering process in vacuum. *Lecture Notes in Electrical Engineering*. 2020. V. 641. P. 944-952. DOI: 10.1007/978-3-030-39225-3_101

КОНСТРУИРОВАНИЕ ПРОТОТИПА БАЗОВОГО МОДУЛЯ МАСШТАБИРУЕМОЙ РОБОТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ СЛОЖНЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ДЛЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

© 2024

А. В. Графкин доцент кафедры безопасности информационных систем;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
lvg_alex@mail.ru

Д. И. Понамаренко старший преподаватель кафедры «Механика и инженерная графика»;
Приволжский государственный университет путей сообщения, г. Самара;
maestrodark@icloud.com

Опираясь на ранее разработанную авторами данной статьи математическую модель управления платформой Стюарта, были получены углы поворота валов сервопривода при задании различных законов движения подвижной платформы в матричном виде. Разработана аппаратная часть прототипа базового модуля масштабируемой роботехнической системы моделирования сложных поверхностей для динамических испытаний. Приведены результаты расчётов максимальной допустимой нагрузки на валы сервоприводов. Приведены настройки CubeIDE для программирования микроконтроллера STM32. Получены результаты разработки программного обеспечения для управления данного прототипа, а именно написана библиотека управления шестью сервоприводами под управлением драйвера. Рассмотрены проблемы, которые могут возникнуть при вышеописанных разработках будущими разработчиками, получены варианты решения данных проблем. Описаны подробные конструкторские особенности данного прототипа, приведён код управления сервопривода, рассмотрены шаги по дальнейшей разработке роботехнической системы моделирования сложных поверхностей для динамических испытаний.

Платформа Стюарта; микроконтроллер; динамические испытания; Python, CUBEIDE

Цитирование: Графкин А.В., Понамаренко Д.И. Конструирование прототипа базового модуля масштабируемой роботехнической системы моделирования сложных поверхностей для динамических испытаний // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 167-177. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-167-177

Введение

Авторы в [1] построили математическую модель для разновидности платформенного манипулятора параллельной структуры с шестью степенями свободы на базе платформы Стюарта. Особенности полученной модели являются:

а) решение получено для кинематической модели параллельной структуры с шестью степенями свободы;

б) в качестве обобщённых координат применялись углы поворота валов сервоприводов, что позволяет использовать полученную модель для разработки систем управления модулем;

в) возможность реализации масштабируемой роботехнической системы, состоящей из множества модулей;

г) для проведения динамических испытаний предусмотрена возможность задания с помощью множества базовых модулей сложных поверхностей, изменяющихся во времени;

д) экспериментальная проверка в среде SolidWorks показала реализуемость в виде анализа движения сборки, измерения углов подвижной платформы относительно первоначального положения, где значения углов совпадали со значениями углов в матрице изменений.

Авторы также разработали web-конструктор для управления данной системой [2]. Авторами данной статьи было проведено исследование по конструированию реального прототипа базового модуля масштабируемой роботехнической системы моделирования сложных поверхностей для динамических испытаний.

Условия и методы исследования

Исследования осуществлялись на основании результатов, описанных в [1]. В разработке использовались следующие геометрические характеристики будущего прототипа:

- длина шатуна, равная 200 мм;
- длина кривошипа, равная 40 мм;
- радиус основания, равный 100 мм;
- радиус платформы, равный 100 мм;
- угол между шарнирами, расположенными на валах сервоприводов, равен 60 градусов;
- угол между шарнирами, расположенными на подвижной платформе, равен 60 градусов;
- высота изначальная, равная 195 мм.
- высота основания, равная 0 мм.

Определившись с геометрическими характеристиками прототипа (рис. 1), проведем анализ необходимых комплектующих.

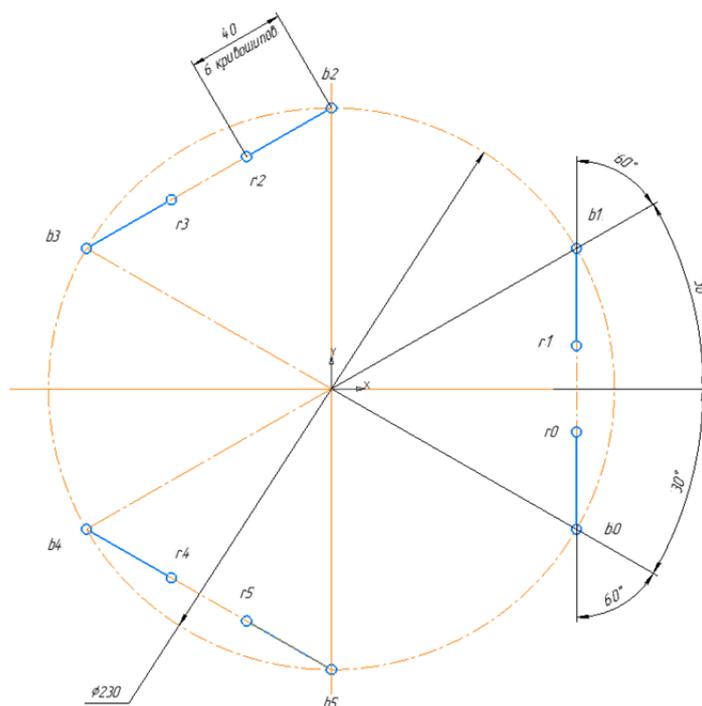


Рис. 1. Геометрические характеристики основания прототипа

Выбор материала

В качестве материала для основания и платформы можно выбрать различные варианты, начиная от металла и заканчивая оргстеклом. Решающим фактором является прочность и корректная работа конструкции, а также экономическая составляющая.

Под корректной работой подразумевается, что сервоприводу хватит мощности повернуть кривошип на необходимый угол и удержать подвижную платформу в заданном положении.

Для данной конструкции прототипа было решено использовать оргстекло. Помимо облегчения веса, данный материал относительно легко поддается изменению формы и обработке, что положительно повлияет на внезапно возникшую необходимость внести конструктивные изменения. Также из данного материала были изготовлены кривошипы (рис. 2).

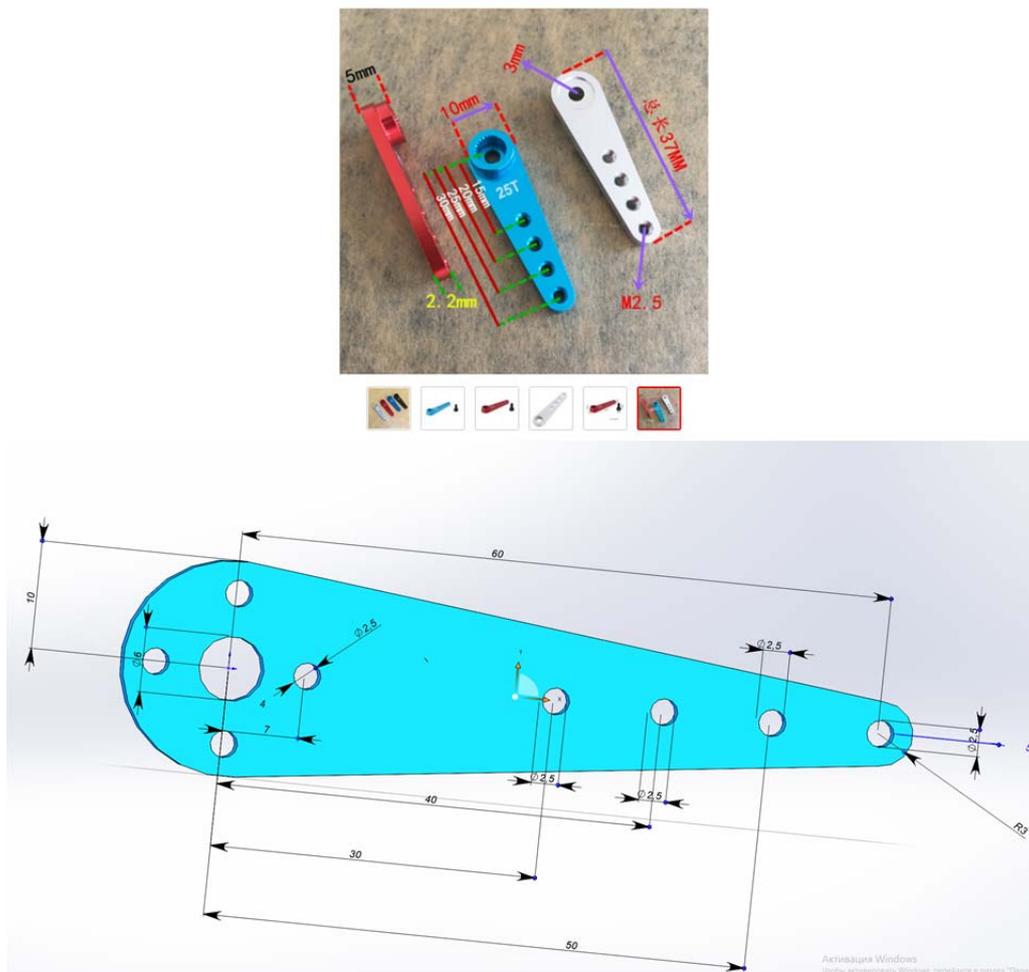


Рис. 2. Возможные варианты кривошипа

Определение максимальной нагрузки

Необходимо вычислить, какую максимальную нагрузку может выдержать двигатель без поворота вала. Длина кривошипа, надетого на вал сервопривода, равна 0,06 м, крутящий момент при переводе с 1,6 кгс·см в Н·м, равен 0,15 Н·м, тогда сила, которую может удержать данный сервопривод, равна $0,15 \text{ Н} \cdot \text{м} / 0,06 \text{ м} = 2,5 \text{ Н}$. При переводе в кг получаем 0,25 кг. Так как сервоприводов шесть, то суммарная нагрузка получается $0,25 \cdot 6 = 1,5 \text{ кг}$. Данная нагрузка не учитывает предельный ток. Так как в характеристиках он не указан, то уменьшим нагрузку в 2 раза, тогда получается 0,75 кг.

Учитывая, что максимальная нагрузка на платформу составила 0,75 кг, а тестирование проходило только под собственным весом подвижной платформы, а также ме-

таллических шатунов, вес которых составил 0,15 кг, что примерно в 4 раза меньше, то можно не учитывать силу трения в местах контакта соединяемых деталей.

При дальнейшей разработке динамической системы необходимо учитывать силу трения, а так же необходимо будет изменить тип соединения на шарнирное.

Выбор сервопривода

Следующим шагом является выбор сервопривода. С учётом анализа существующих сервоприводов, и максимальной нагрузки, рассчитанной ранее, был выбран сервопривод TOWERPRO SG90 9G со следующими характеристиками:

- угол поворота 360 градусов;
- без нагрузки скорость работы 0,12 с / 60 градусов (4,8 V); 0,10 с / 60 градусов (6,0 V);
- крутящий момент 1,6 кгс·см (4,8 V);
- рабочая температура от – 30 до + 60 °С.

Выбор микроконтроллера и драйвера

Необходимо выяснить, как управлять шестью сервоприводами. Отладочная плата STM32 позволяет управлять величиной угла поворота вала сервопривода при помощи PWM, но одновременно подключать такое количество устройств напрямую к отладочной плате не рекомендуется. Исходя из этого, необходимо выбрать драйвер, который позволит подключить устройства, не нагружая саму плату, так как на нём выведены отдельные контакты для питания сервоприводов, тем самым исключить возможность вывода самой отладочной платы из строя.

В результате анализа существующих драйверов был выбран модуль PCA9685, со следующими характеристиками:

- модель PCA9685;
- напряжения питания контроллера 3,3 или 5 В;
- питание сервоприводов: до 5...6 В;
- частота ШИМ 40...1000 Гц;
- возможность подключения 16 сервоприводов;
- возможность подключения до 62 устройств к одной шине;
- размер платы 66×25 мм.

Модуль позволяет подключать до 16 устройств, что очень важно, так как в дальнейшем планируется разработать масштабируемую роботехническую систему моделирования сложных поверхностей для проведения динамических испытаний, включающую в себя более 50 сервоприводов.

Конечные характеристики базового модуля, следующие;

- сервопривод TOWERPRO SG90 9G;
- драйвер 16-канальный ШИМ / Серво (PCA9685), 12-разрядный ШИМ;
- отладочная плата STM32F103C8T6 на базе STM32, ARM® 32-bit Cortex®-M3;
- ST-Link V2 металлический корпус программатор STM8 STM32;
- сетевое зарядное устройство Pero TC08;
- кабель Exployd EX-K-1388, microUSB – USB, 2,4 А, 0,25 м, силиконовая оплётка;
- макетная плата 400 контактов, breadboard;
- провод DuPont 10x, 2,54 мм, 20 см, F-M, Female – Male.

Собранный прототип изображён на рис. 3.

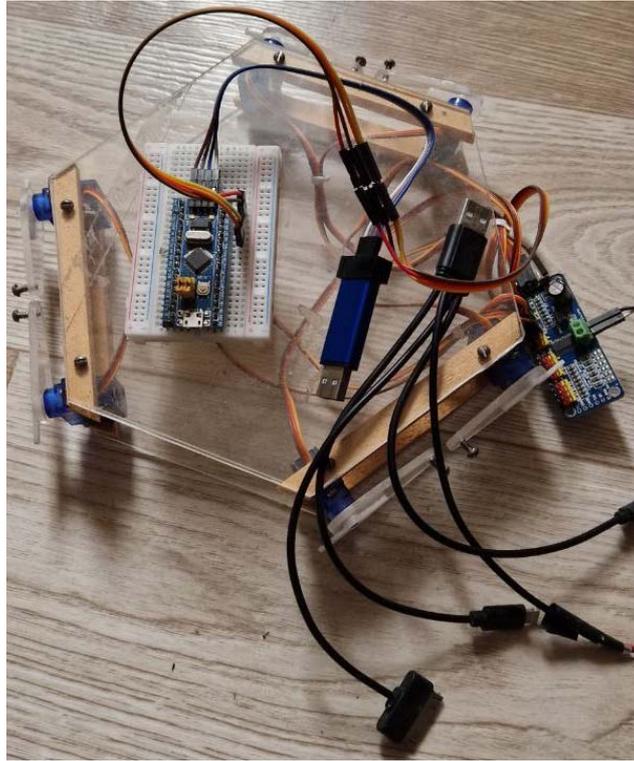


Рис. 3. Аппаратная часть прототипа

Настройка среды разработки

Для программирования отладочной платы на базе микроконтроллера STM32F103C8T6 использовалась среда разработки STM32CubeIDE 1.7.0. Перед написанием программного кода для микроконтроллера была проведена настройка проекта, а также настроен RCC. Во всплывающем меню выбран Crystal/Ceramic Resonator для High Speed Clock (HSE) и Low Speed Clock (LSE) (рис. 4). Настроен PWM (ШИМ), для работы с ШИМ в STM32 используются таймеры (timers), через которые можно формировать ШИМ-сигнал. Установлен Internal Clock в Clock Source. Выбираем Channel1 из встроенных таймеров, выбираем PWM Generation CH1, и определяется, к какой ножке он подключен. В представленном случае таймер TIM2 канал CH1 подключён к ножке PA0 (рис. 5).

Определяется исходная частота таймера. В datasheet микроконтроллера [3] видно, что таймер подключен к шине APB2.

Частота таймера определяется по формуле:

$$Frequency = \frac{timer\ clock}{prescaler * counter\ period},$$

где *timer clock* 72 МГц (рис. 6), *counter period* для удобства выбран 20000, частота сервопривода 50 Гц, тогда получаем *prescaler* равен 72. Но в CubeMX запишем 72–1 и 20000–1 (рис. 7).

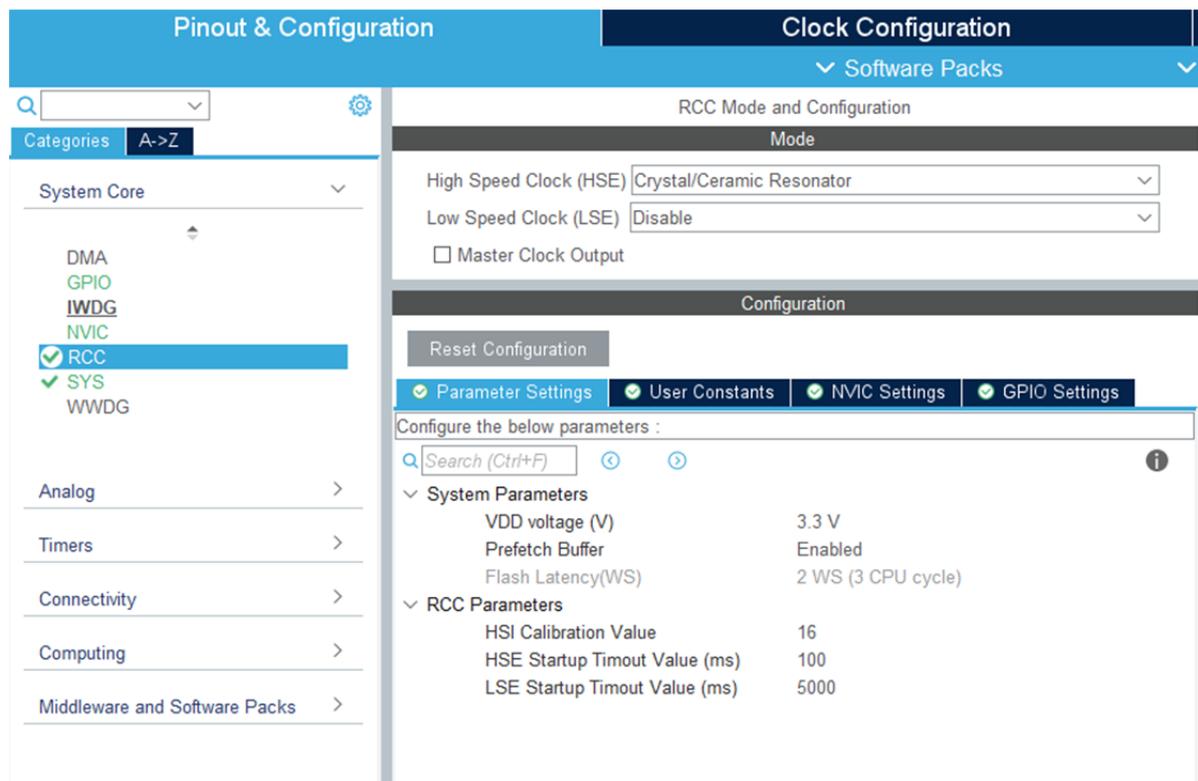


Рис. 4. Настройка RCC

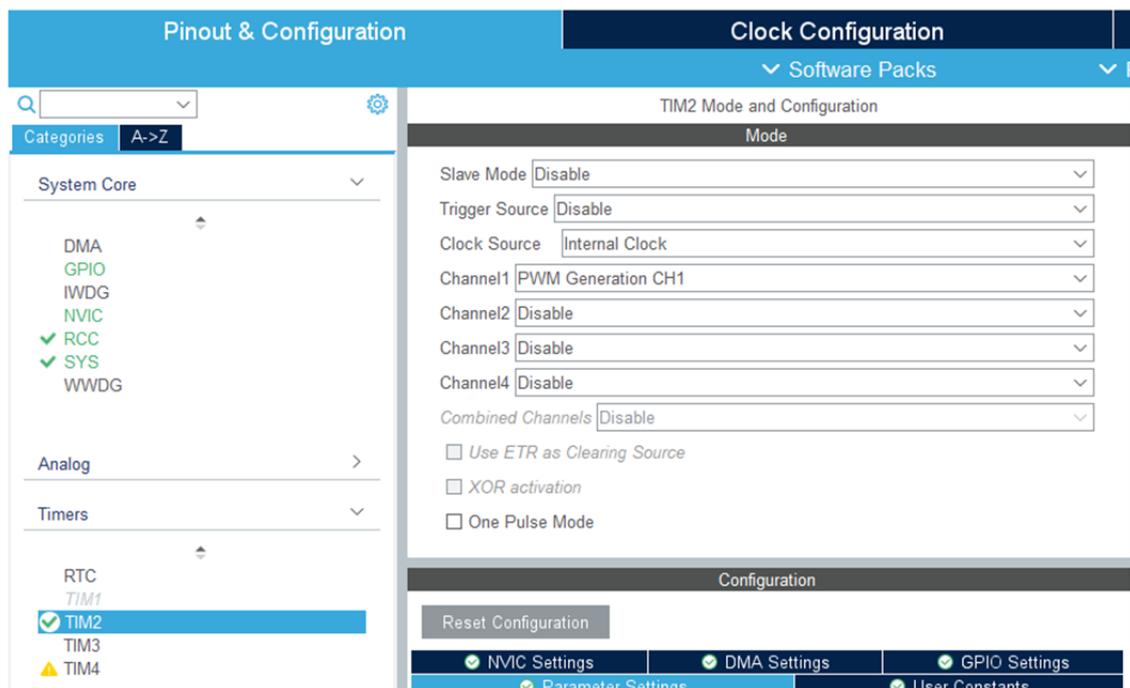


Рис. 5. Подключение таймера

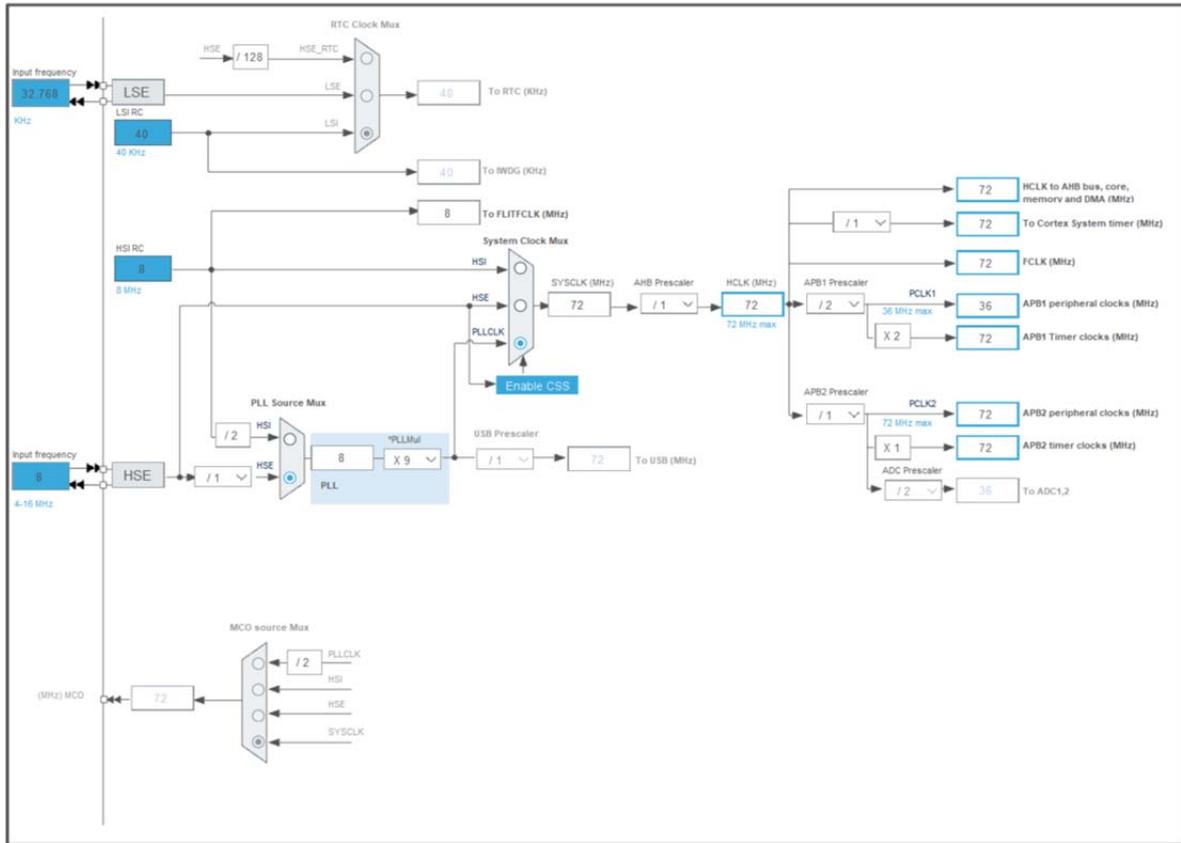


Рис. 6. Настройка частоты таймера

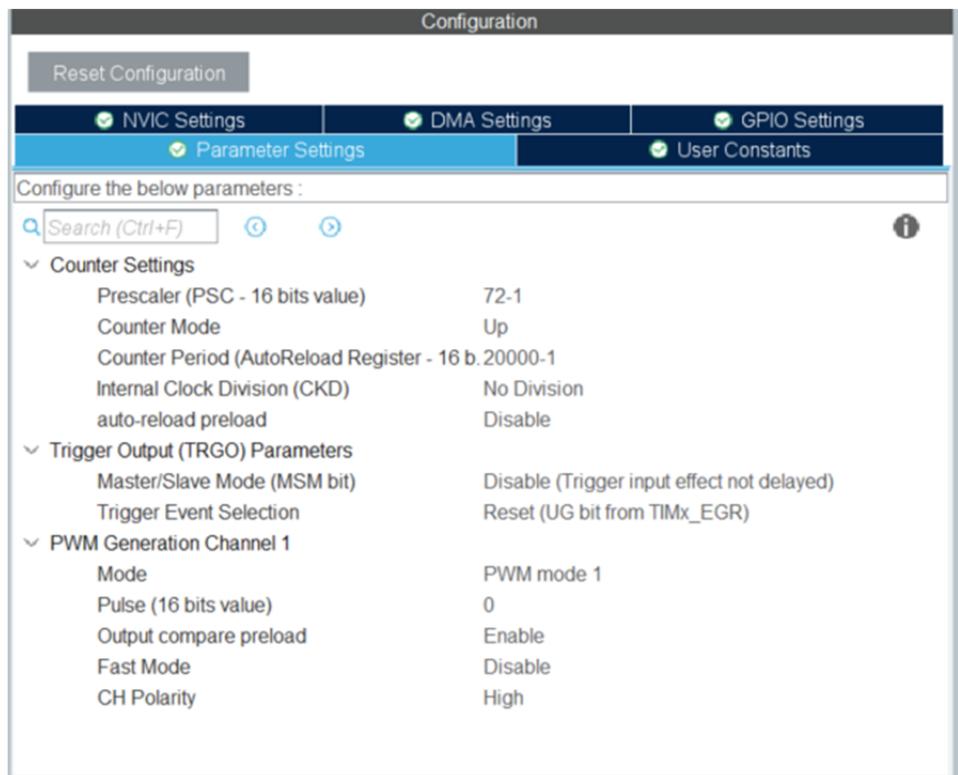


Рис. 7. Параметры таймера

Управление сервоприводом

Используя матрицу, рассчитанную ранее [1], получим углы поворота:

$$\sigma = \begin{pmatrix} 23,8 & 15,8 & -1,4 & 15,8 & -1,4 & -9,9 \\ -9,9 & -1,4 & 15,8 & -1,4 & 15,8 & 23,8 \\ 7,3 & 21,8 & -7,7 & -7,7 & 21,8 & 7,3 \\ 7,3 & -7,8 & 21,8 & 21,8 & -7,8 & 7,3 \\ 42 & 42 & 42 & 42 & 42 & 42 \\ -63 & -63 & -63 & -63 & -63 & -63 \\ 17 & 35 & 18,3 & -19,7 & -49,3 & -21,2 \\ -21 & -49 & -20 & 18 & 35 & 17 \\ 41,6 & 0 & -63,9 & -63,9 & 0 & 41,6 \\ -60,8 & 0 & 39,7 & 39,7 & 0 & -60,8 \\ -5 & 35 & -8 & 35 & -8 & 35 \\ 35 & -8 & 35 & -8 & 35 & -8 \end{pmatrix}.$$

Так как углы даны в градусах, то они были переведены в величину ШИМ-сигнала. Из datasheet на Tower Pro SG90 [4] величина сигнала колеблется от 500 до 2500.

Так как сервопривод ориентирован в прототипе вертикально, поэтому отсчёт идёт не от положения 0 градусов, а от положения 90 градусов, следовательно, к каждому значению прибавлялось 90 градусов. В итоге получена следующая матрица:

$$\sigma = \begin{pmatrix} 113,8 & 105,8 & 88,6 & 105,8 & 88,6 & 80,1 \\ 80,1 & 88,6 & 105,8 & 88,6 & 105,8 & 113,8 \\ 97,3 & 111,8 & 82,3 & 82,3 & 111,8 & 97,3 \\ 97,3 & 82,2 & 111,8 & 111,8 & 82,2 & 97,3 \\ 132 & 132 & 132 & 132 & 132 & 132 \\ 27 & 27 & 27 & 27 & 27 & 27 \\ 107 & 125 & 108,3 & 70,3 & 40,7 & 68,8 \\ 69 & 41 & 70 & 108 & 125 & 107 \\ 131,6 & 90 & 26,1 & 26,1 & 90 & 131,6 \\ 29,2 & 90 & 129,7 & 129,7 & 90 & 29,2 \\ 85 & 128 & 82 & 82 & 82 & 125 \\ 125 & 82 & 125 & 82 & 125 & 82 \end{pmatrix}.$$

Имея матрицу с правильно ориентированными углами, можно перевести углы в ШИМ-сигнал, используя следующую формулу:

$$PWM = \frac{2500 - 500}{180^\circ} \sigma + 500,$$

где (2500 – 500) – разность между крайними положениями угла сервопривода, равными 180° и 0° градусов, соответственно; σ – необходимый угол, взятый из матрицы, или

поступивший от другого источника данных; 180° – рабочий ход сервопривода; +500 – отсчёт ведём от 90°, поэтому прибавляем величину смещения.

Полученная матрица ШИМ:

$$PWM = \begin{pmatrix} 1764 & 1676 & 1484 & 1676 & 1484 & 1390 \\ 1390 & 1484 & 1676 & 1484 & 1676 & 1764 \\ 1581 & 1742 & 1414 & 1414 & 1742 & 1581 \\ 1581 & 1413 & 1742 & 1742 & 1413 & 1581 \\ 1967 & 1967 & 1967 & 1967 & 1967 & 1967 \\ 800 & 800 & 800 & 800 & 800 & 800 \\ 1689 & 1889 & 1703 & 1281 & 952 & 1264 \\ 1267 & 956 & 1278 & 1700 & 1889 & 1689 \\ 1962 & 1500 & 790 & 790 & 1500 & 1962 \\ 824 & 1500 & 1941 & 1941 & 1500 & 824 \\ 1444 & 1922 & 1411 & 1889 & 1411 & 1889 \\ 1889 & 1411 & 1889 & 1411 & 1889 & 1411 \end{pmatrix}.$$

В CubeIDE был написан код для одного двигателя и проверено, что вал проворачивается согласно заданным параметрам:

```
/* Initialize all configured peripherals */
MX_GPIO_Init();
MX_TIM2_Init();
/* USER CODE BEGIN 2 */
HAL_TIM_PWM_Start(&htim2,TIM_CHANNEL_1);
/* USER CODE END 2 */
/* Infinite loop */
/* USER CODE BEGIN WHILE */
while (1)
{
    /* USER CODE END WHILE */
    htim2.Instance->CCR1=1764;
    HAL_Delay(1000);
    htim2.Instance->CCR1=1390;
    HAL_Delay(1000);
    htim2.Instance->CCR1=1581;
    HAL_Delay(1000);
    htim2.Instance->CCR1=1967;
    HAL_Delay(1000);
    htim2.Instance->CCR1=800;
    HAL_Delay(1000);
    htim2.Instance->CCR1=1689;
    HAL_Delay(1000);
    htim2.Instance->CCR1=1267;
    HAL_Delay(1000);
    htim2.Instance->CCR1=1962;
    HAL_Delay(1000);
    htim2.Instance->CCR1=824;
    HAL_Delay(1000);
}
```

```
    htim2.Instance->CCR1=1444;  
    HAL_Delay(1000);  
    htim2.Instance->CCR1=1889;  
    HAL_Delay(1000);  
/* USER CODE BEGIN 3 */  
}  
/* USER CODE END 3 */  
}
```

Заключение

Таким образом, на основании построенной ранее математической модели для разновидности платформенного манипулятора параллельной структуры с шестью степенями свободы на базе платформы Стюарта, а также проведённого кинематического расчёта трёхмерной модели базового модуля масштабируемой роботехнической системы моделирования сложных поверхностей для динамических испытаний получены следующие результаты:

– проведён конструкторский анализ прототипа базового модуля масштабируемой роботехнической системы моделирования сложных поверхностей для динамических испытаний;

– проведён расчёт максимальной нагрузки прототипа базового модуля масштабируемой роботехнической системы моделирования сложных поверхностей для динамических испытаний;

– собран работающий прототип базового модуля масштабируемой роботехнической системы моделирования сложных поверхностей для проведения динамических испытаний;

– написан код управления одним сервоприводом, на базе исследования которого можно утверждать, что результаты достоверны и необходимо продолжать реализовывать управление системой сервоприводов.

Библиографический список

1. Графкин А.В., Понамаренко Д.И., Мыльников Е.Н. Базовый модуль масштабируемой роботехнической системы моделирования сложных поверхностей для динамических испытаний с WEB-конструктором // Вестник молодых учёных и специалистов Самарского университета. 2022. № 2 (21). С. 69-77.

2. Графкин А.В., Мыльников Е.Н., Понамаренко Д.И. WEB-конструктор масштабируемых роботехнических систем моделирования сложных поверхностей для динамических испытаний // Вестник молодых учёных и специалистов Самарского университета. 2022. № 2 (21). С. 78-86.

3. Low & medium-density value line, advanced ARM®-based 32-bit MCU with 16 to 128 KB Flash, 12 timers, ADC, DAC & 8 comm interfaces. <https://www.st.com/resource/en/datasheet/stm32f100cb.pdf>

4. SG90 Datasheet, Equivalent, Micro Servo. <https://datasheetspdf.com/datasheet-pdf/791970/SG90.html>

CONSTRUCTION OF A PROTOTYPE OF THE BASIC MODULE OF A SCALABLE ROBOTIC SYSTEM FOR SIMULATION OF COMPOSITE SURFACES FOR DYNAMIC TESTS

© 2024

A. V. Grafkin Associate Professor, Department of Information Systems Security;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
lvg_alex@mail.ru

D. I. Ponamarenko Senior Lecturer of the Department of Mechanics and Engineering Graphics;
Volga State Transport University, Samara, Russian Federation;
maestrodark@icloud.com

The authors of the article developed a mathematical model of Stewart platform management. The angles of rotation of the servo shafts were obtained when setting various laws of motion of the mobile platform, in matrix mode. The hardware part of the prototype of the basic module of a scalable robotics system for modeling composite surfaces for dynamic tests was developed. The results of calculations of the maximum permissible load on the shafts of servos are presented. The CubeIDE settings for programming the STM32 microcontroller are given. The results of software development for the control of this prototype were obtained, namely, a library for controlling 6 servo drives under driver control was written. The problems that may arise during the above-described developments by future developers are considered, solutions to these problems are obtained. Detailed design features of this prototype are described, the control code of the servo drive is given; steps for further development of the final robotic system are considered.

Stewart platform; microcontroller, dynamic tests; Python; CUBEIDE

Citation: Grafkin A.V., Ponamarenko D.I. Construction of a prototype of the basic module of a scalable robotic system for simulation of composite surfaces for dynamic tests. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 167-177. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-167-177

References

1. Grafkin A.V., Ponamarenko D.I., Mylnikov E.N. Basic module of a scale robotics system for simulation of complex surfaces for dynamic testing with WEB – constructor. *Proceedings of Young Scientists and Specialists of the Samara University*. 2022. No. 2 (21). P. 69-77. (In Russ.)
2. Grafkin A.V., Mylnikov E.N., Ponamarenko D.I. WEB-constructor of scalable robotic systems for simulation of complex surfaces for dynamic testing. *Proceedings of Young Scientists and Specialists of the Samara University*. 2022. No. 2 (21). P. 78-86. (In Russ.)
3. Low & medium-density value line, advanced ARM®-based 32-bit MCU with 16 to 128 KB Flash, 12 timers, ADC, DAC & 8 comm interfaces. Available at: <https://www.st.com/resource/en/datasheet/stm32f100cb.pdf.html>
4. SG90 Dataset, Equivalent, Micro Servo. Available at: <https://datasheetpdf.com/datasheet-pdf/791970/SG90.html>

МЕТОДИЧЕСКИЕ ПОДХОДЫ К СОЗДАНИЮ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЮ СЕРИЙНОГО РОБОТИЗИРОВАННОГО ПРОИЗВОДСТВА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2024

И. С. Ткаченко кандидат технических наук, доцент, директор института авиационной и ракетно-космической техники;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
tkachenko.is@ssau.ru

Рассматривается системный подход к созданию роботизированного производства малых космических аппаратов нанокласса для обеспечения их серийного выпуска. Проведён анализ ключевых трендов в создании и развитии современных производств космических аппаратов, выявлены и систематизированы факторы, характеризующие серийные роботизированные производства. Описана интеллектуальная производственная ячейка как основной элемент серийного роботизированного производства матричного типа. Представлены основные типы проектно-конструкторских решений, направленных на адаптацию конструкции малого космического аппарата для роботизированной сборки. Приведено описание проекта по созданию прототипа серийного производства малых космических аппаратов в формате киберфизической фабрики, реализованного в передовой инженерной аэрокосмической школе Самарского университета.

Малые космические аппараты; серийное роботизированное производство; производственная система; матричный тип производства; проектно-конструкторские решения; системный подход

Цитирование: Ткаченко И.С. Методические подходы к созданию и функционированию серийного роботизированного производства малых космических аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 178-194. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-178-194

Введение

Ключевой задачей аэрокосмической отрасли РФ в сложившихся геополитических условиях является кратное увеличение объёмов производства современных образцов техники, которые должны отвечать требованиям надёжности, обеспечивать исправное выполнение заданных функций на протяжении всего срока службы. При этом необходимо снизить стоимость производства изделий аэрокосмической техники. Развитие многоспутниковых космических систем также диктует новые требования к процессу производства изделий ракетно-космической техники: внедрение цифровых технологий на всех этапах жизненного цикла изделий, переход к серийному производству космических аппаратов, организация роботизированного производства. Для решения задач серийного производства космических аппаратов необходимо создавать высокотехнологичные роботизированные производственные системы, способные серийно выпускать продукцию, а такжекратно сократить длительность производственного цикла, обеспечить требуемый уровень качества и необходимую гибкость производства.

В статье рассматривается серийное роботизированное производство, продуктом которого является малый космический аппарат (МКА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). При этом целью настоящей работы является формирование системного подхода к созданию серийного роботизированного производства МКА.

Для достижения вышеуказанной цели необходимо было решить следующие задачи:

1. Провести анализ ключевых факторов, влияющих на создание и функционирование серийного роботизированного производства.
2. Описать инструментарий, применение которого обеспечит эффективность создания и функционирования производственной системы нового типа.

Принципы создания роботизированного производства малых космических аппаратов

В мировой практике уже известны примеры организации серийного производства космических аппаратов, среди которых можно выделить предприятия компаний «OneWeb» и «Space X» (производство спутников для проекта «Starlink»), создание «умной» фабрики по производству космических аппаратов в г. Ухань (КНР), а также создаваемые в России производства в компаниях «Решетнёв», «НПО Лавочкина», «Газпром космические системы» [1].

Можно выделить следующие ключевые тренды в производстве малых космических аппаратов: адаптация опыта авиационной и автомобильной промышленности для обеспечения серийности производства; повсеместная цифровизация процессов жизненного цикла для сокращения длительности производственного этапа; автоматизированная и роботизированная сборка для повышения производительности труда и воспроизводимости технологических операций. Объёмы производства на подобных фабриках могут составлять до нескольких сотен спутников в год. Таким образом, задача создания и развития производственных систем, способных серийно выпускать космическую технику, является перспективной и актуальной для РФ.

Анализ ключевых трендов направлен на систематизацию и структурирование факторов, характеризующих роботизированные производства (табл. 1).

Таблица 1. Ключевые факторы, определяющие серийное роботизированное производство

№	Группа факторов	Описание
1.	Персонал	Компетентность персонала: обучение сотрудников работе с новыми технологиями.
		Наличие специалистов по программированию и обслуживанию роботов.
		Опыт: наличие опыта создания серийного роботизированного производства.
2.	Конструкция изделий	Упрощение сборки: уменьшение количества деталей и упрощение конструктивных узлов для облегчения сборочных операций роботами; оптимизация конструкции для минимизации отходов и более эффективного использования материалов; упрощение процессов для сокращения времени на изготовление одной единицы продукции.
		Унификация деталей, сборочных единиц (ДСЕ): использование стандартных компонентов и крепежей для сокращения времени на смену технологической оснастки и переналадку роботов.
		Снижение несоответствий и дефектов: уменьшение количества сложных ручных операций, которые могут быть источником ошибок.
		Обеспечение точности: доработка конструкции для повышения точности выполнения операций роботами.
3.	Технологии производства	Безопасность и надёжность: системы обеспечения безопасности для предотвращения аварий и защиты работников; надёжность оборудования для минимизации простоев и поломок.
		Инновации и исследования: постоянные инвестиции в исследования и разработки для внедрения новых технологий и улучшения существующих процессов.

Окончание таблицы 1. Ключевые факторы, определяющие серийное роботизированное производство

4.	Организации производства	Аппаратное обеспечение: современные и надёжные роботы, конвейеры, датчики и прочие устройства автоматизации.
		Программное обеспечение: интегрированные системы управления, которые обеспечивают координацию работы всех компонентов производственной системы.
		Интеграция и совместимость: совместимость новых роботизированных комплексов с существующими системами и оборудованием. Возможность лёгкой интеграции с ERP-системами и другими ИТ-инфраструктурами.
		Экономическая целесообразность: оценка затрат на внедрение и эксплуатацию роботизированных систем; оценка экономического эффекта от повышения производительности и снижения издержек.
		Гибкость и масштабируемость: возможность адаптации производства под изменения спроса и модификацию продукции; масштабируемость систем для увеличения объёма производства без значительных затрат.
5.	Логистика и управление запасами	Логистика: оптимизация логистических процессов для своевременного снабжения материалами и доставки готовой продукции.
		Запасы: эффективное управление запасами для минимизации складских издержек.
6.	Управление качеством	Методы обнаружения несоответствий: внедрение систем автоматизированного контроля качества продукции; постоянный мониторинг и оптимизация производственных процессов.
		Методы предупреждения появления несоответствий: цифровизация процессов и процедур предупреждения появления несоответствий.

Выявленные ключевые факторы, характеризующие роботизированные производства, позволяют разработать последовательность и содержание работ по созданию такого типа производственных систем, применительно к серийному изготовлению МКА (табл. 2).

Таблица 2. Перечень работ по созданию и функционированию роботизированного серийного производства малых космических аппаратов

№	Наименование	Описание
1.	Организация серийного роботизированного производства	Разработка модели производственной системы, основанной на правильно выбранной стратегии и рациональном типе производства.
		Разработка цифровых двойников производственного процесса и производственной системы. Цифровые двойники позволяют оптимизировать производственные показатели процессов изготовления и минимизировать сроки подготовки производства.
		Организация интеллектуальных производственных ячеек. Интеллектуальная производственная ячейка – основа роботизированного производства – представляет совокупность цифровых, автоматизированных и роботизированных технологий, программных и аппаратных средств, включая технологии машинного зрения, роботизированные комплексы, предиктивная диагностика состояния технологического оборудования и др.
2.	Проектно-конструкторские решения изделия	Разработка (адаптация) проектно-конструкторских решений под особенности серийного роботизированного производства. Анализ и совершенствование конструкции изделий для обеспечения возможности роботизированного производства (сборки), позволяющего повысить производительность труда и минимизировать затраты на производства.
		Управление инженерными данными. Применение PDM систем для автоматизации и снижения трудоёмкости управления инженерными данными и технической документацией об изделии и процессах производства.

Окончание таблицы 2. Перечень работ по созданию и функционированию роботизированного серийного производства малых космических аппаратов

3.	Технологии серийного роботизированного производства	Разработка комплекса технологий (технологических процессов) для серийного роботизированного производства, минимизирующих трудоёмкость и влияние человеческого фактора, обеспечивающих стабильность параметров процессов.
		Разработка и производство технологического оснащения, обеспечивающего адаптацию роботизированных комплексов под особенности изготовления конкретного вида продукции [2].
4.	Управление серийным роботизированным производством	Управление компетентностью персонала, предполагающее постоянный анализ (оценку) требуемой компетентности персонала и её развитие.
		Управление поставками материалов и компонентов для обеспечения стабильности процессов поставок партий требуемых компонентов для серийного производства.
		Управление производством предполагает интеграцию автоматизированных информационных систем управления «верхнего» уровня (MES-системы) с автоматизированными системами управления технологическими процессами (SCADA-системы) и их применения для повышения производительности труда и эффективности производственных процессов.
		Управление качеством продукции и поставляемых компонентов путём внедрения методов предупреждения появления несоответствий по качеству и методов обнаружения несоответствий, которые необходимы для обеспечения стабильного уровня качества серийной продукции.
		Мониторинг и предиктивная диагностика состояния технологического оборудования для обеспечения эффективности использования технологического оборудования.

Серийное роботизированное производство должно обеспечивать выполнение следующих основных требований: высокая скорость производства при минимальных производственных циклах; стабильность параметров качества выпускаемой продукции; минимальные производственные издержки. Для эффективной организации серийного роботизированного производства необходимо выбрать модель производственной системы. Разработка такой системы начинается с выбора стратегии и типа производства, отвечающего всем требованиям к созданию МКА.

В машиностроении распространён ряд стратегий производства, которые применимы и к космическому машиностроению (рис. 1) [3; 4].

Стратегия «Производство на склад» применяется в серийном производстве, где особенностью являются относительно длительные производственные циклы в тех организациях, где не настроены производственные процессы и часто бывают сбои и неритмичная работа. При реализации данной стратегии в производстве возникает большое количество запасов материалов и комплектующих, незавершённого производства (НЗП) и готовой продукции, что напрямую влияет на эффективность бизнес-процессов. Данная стратегия применяется для сравнительно недорогой продукции. Главным недостатком данной стратегии являются большие убытки, связанные с тем, что произведённая продукция может стать неликвидной и не быть продана заказчику.

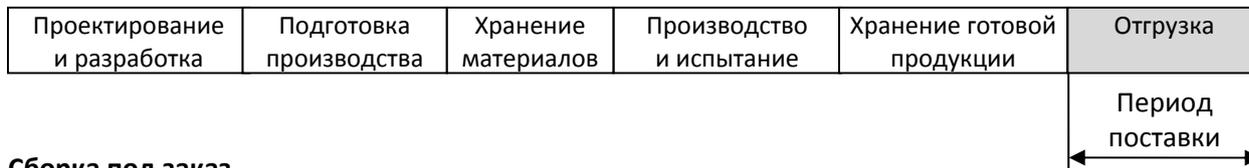
Стратегия «Сборка под заказ» применяется в серийном производстве там, где присутствуют жёсткие требования по срокам поставки. При этом запасы материалов и комплектующих, а также готовой продукции минимизированы.

Стратегия «Производство под заказ» является наиболее предпочтительной для промышленного предприятия, так как гарантирует снижение издержек, связанных с управлением запасов материалов и комплектующих, НЗП и готовой продукции. Однако при данной стратегии ключевым условием являются эффективные производственные процессы и качественное оперативное управление выпуском продукции. Для этого в

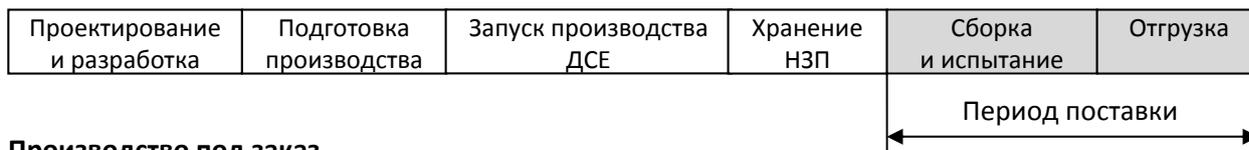
организации должны применяться современные управленческие технологии и методы, такие, как инструменты «бережливого производства».

Стратегия «Разработка под заказ» является частным случаем стратегии «Производства под заказ» и применяется при производстве «особенной» или единичной продукции.

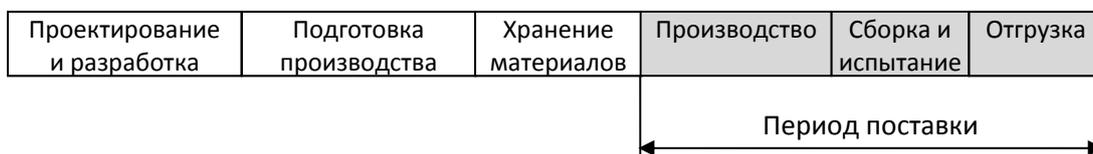
Производство на склад



Сборка под заказ



Производство под заказ



Разработка под заказ

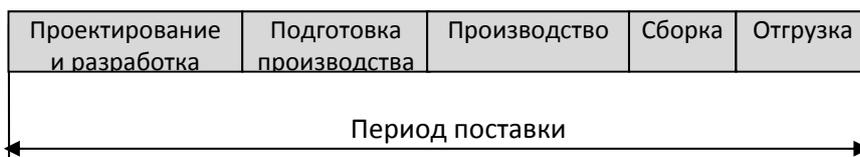


Рис. 1. Стратегии производства сложной техники

Анализ существующих стратегий позволяет сделать вывод о том, что двумя ключевыми критериями выбора стратегии являются:

- 1) период поставки, отвечающий требованиям заказчика;
- 2) затраты на производство, включающие затраты на формирование запасов материалов, комплектующих и полуфабрикатов.

Таким образом, для целей серийного производства МКА наиболее подходит стратегия «Производство под заказ». В данной стратегии конструкция МКА разрабатывается разработчиком (инжиниринговым центром, конструкторским бюро, коммерческой компанией, университетом, научной организацией и др.), а производственной площадке (изготовителю) отводится роль производства деталей и сборочных единиц, отвечающих требованиям разработки с максимальной производительностью.

При этом наиболее подходящим типом производства является матричный тип, при котором производство состоит из производственных ячеек – специализированных производственных участков.

Матричный тип производственной системы

Матричный тип производственной системы предполагает, что технологические операции на производственных участках выполняются не на жёстко организованном последовательном конвейере, а внутри отдельных стандартных производственных ячеек, которые размещаются в цехе в узлах регулярной сетки – матрицы (рис. 2) [5].

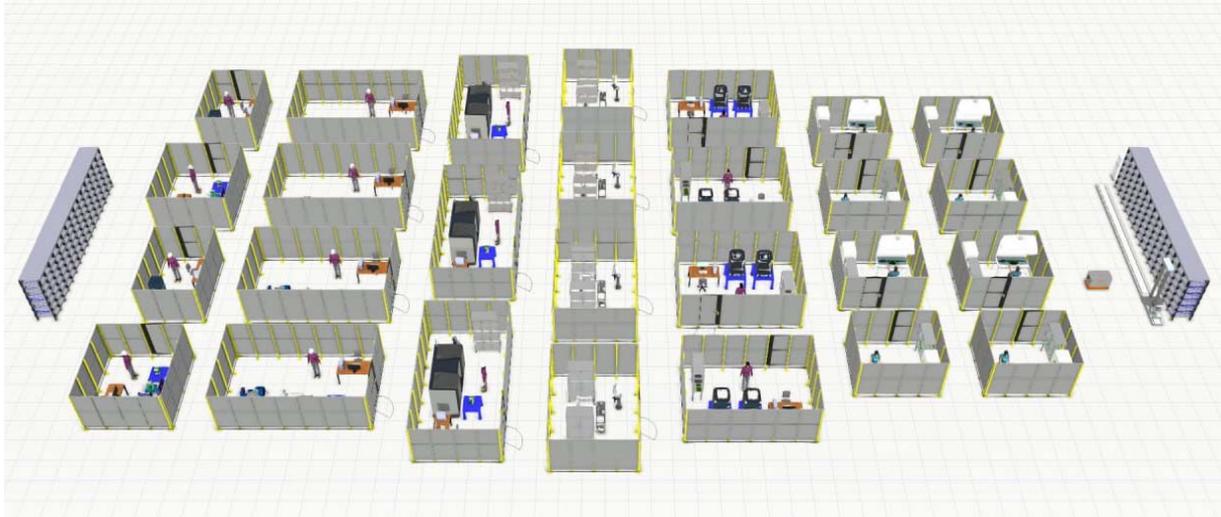


Рис. 2. Структурная схема матричного типа производства

К преимуществам матричного типа производства можно отнести:

- максимальная скорость производственных процессов (производительность) при большой номенклатуре выпускаемой продукции (высокая степень кастомизации производства);
- высокая степень унификации и стандартизации производственно-технологических решений (унифицированные производственные ячейки);
- высокая степень масштабируемости производства без рисков получения несбалансированных производственных участков (участков, являющихся «узкими» местами, сдерживающих производственный поток по производительности).

Максимальное преимущество матричное производство приобретает при «глубокой» автоматизации и роботизации производственных процессов и переходе к концепции «безлюдного» производства.

Современные производственные ячейки должны обладать свойством интеллектуальности. Интеллектуальная производственная ячейка (ИПЯ) – ключевая функциональная производственная единица, в состав которой входит автоматизированное производственное оборудование, роботизированные комплексы, средства автоматизации измерения и контроля качества, средства машинного зрения, средства дополненной реальности, комплекс программного обеспечения, формирующий единую информационную среду производственной системы. Все эти элементы ИПЯ направлены на повышение производительности, а также качества выпускаемой продукции.

В табл. 3 приведены элементы ИПЯ с указанием их назначения.

Все ИПЯ матричного производства можно разделить на три группы: универсальные (предназначены для всех типов МКА); перенастраиваемые (могут использоваться для производства нескольких типов МКА); специализированные (для одного типа МКА). Отдельно можно выделить ячейки для операций формирования запасов и хранения поступающих компонентов и материалов, ячейки для операций по изготовлению корпусных деталей методом аддитивного производства [6], механической обработки и сварки, ячейки для сборочных операций, а также ячейки для операций контроля и испытаний МКА.

Таблица 3. Элементы интеллектуальной производственной ячейки

№	Элемент	Назначение
1.	Роботизированные комплекты и их технологическое оснащение	Для выполнения наиболее ответственных, повторяемых технологических операций. Роботизированные комплексы предназначены для минимизации влияния человеческого фактора.
2.	Автоматизированные системы хранения компонентов и материалов	Для планирования пополнения, организации хранения, комплектования и выдачи компонентов и материалов в производство.
3.	Автоматизированные системы хранения инструмента и оснастки	Для планирования пополнения, организации хранения, комплектования и выдачи инструмента и оснастки.
4.	Системы учёта идентификации и прослеживаемости	Для регистрации, учёта, идентификации и прослеживаемости поступающих ДСЕ.
5.	Автоматизированные транспортные системы	Для транспортировки компонентов, материалов и инструментов между производственными ячейками и оптимизации логистических затрат.
6.	Системы машинного зрения	Для контроля качества сборочных операций и обеспечения точности позиционирования роботов-манипуляторов.
7.	Система автоматизированного контактного и бесконтактного контроля геометрических параметров ДСЕ	Для обеспечения точности и скорости при контроле качества ДСЕ и их сборок.
8.	Цифровые графические инструкции с применением технологии дополненной реальности	Для помощи персоналу при выполнении технологических и вспомогательных операций.
9.	Автоматизированная система управления технологическими процессами SCADA	Для управления параметрами технологических процессов.
10.	Система мониторинга и предиктивной диагностики производственных процессов и технологического оборудования	Для снижения издержек при ремонте и обслуживании технологического оборудования, планирования регламентных работ, сокращения простоев.

Описанные выше методические подходы и принципы были внедрены и отработаны в рамках проекта по созданию киберфизической фабрики малых космических аппаратов, реализованному в передовой инженерной аэрокосмической школе (ПИАШ) Самарского университета. Данная киберфизическая фабрика является прототипом серийного роботизированного производства МКА и площадкой для отработки технологий и принципов организации производственной системы нового типа.

Объект производства – МКА радиолокационного мониторинга Земли

В качестве объекта для производства в рамках киберфизической фабрики был выбран МКА «АИСТ-СТ», представляющий собой кубсат формата 12U, предназначенный для радиолокационного мониторинга поверхности Земли. В своём первоначальном виде этот спутник представлял собой классический кубсат с рамой в качестве несущей конструкции и бортовой кабельной сетью, применяемой для межсистемной бортовой коммутации. Первый проектный облик МКА приведён на рис. 3.

Ключевым этапом создания серийного роботизированного производства является проектно-конструкторская проработка конструкции изделия (табл. 2). Конструкция должна быть адаптирована под возможности роботизированного производства. Для этого необходимо произвести анализ технологичности конструкции под условия использования роботизированных комплексов.

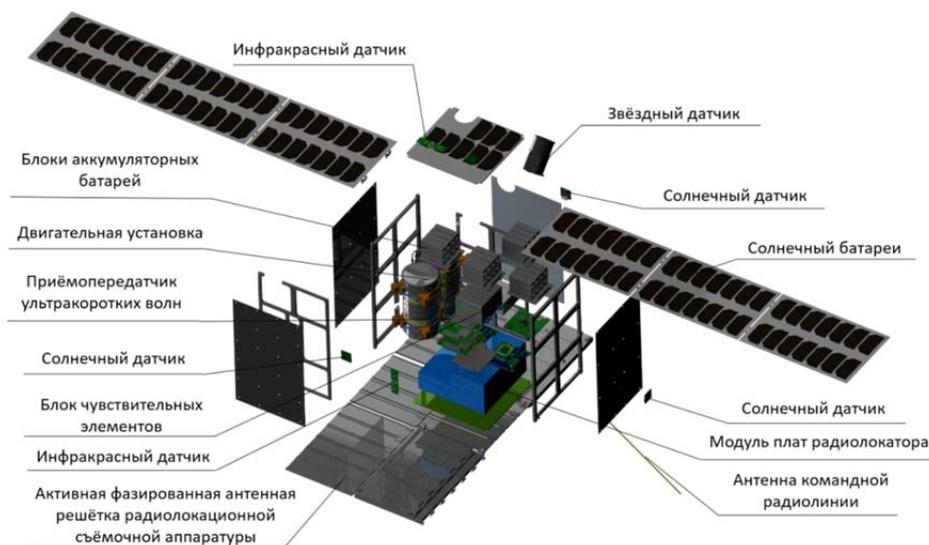


Рис. 3. Первый проектный облик малого космического аппарата «АИСТ-СТ»

Анализ исходной конструкции показал, что для успешной роботизированной сборки конструктивно-компоновочная схема МКА должна быть переработана. К ключевым применённым проектно-конструкторским решениям можно отнести:

- переход от рамной конструкции к несущим панелям с установленной на них бортовой аппаратурой;
- адаптация блоков бортовой аппаратуры в части унификации разъёмов;
- сокращение использования бортовой кабельной сети за счёт использования базовых плат.

Первое решение обосновано невозможностью работы роботов-манипуляторов в замкнутых объёмах. Существенной проблемой для роботизированной сборки является также применение бортовой кабельной сети, так как её прокладка внутри МКА является крайне затруднительным процессом. Определённым шагом в решении данной проблемы является оснащение МКА базовыми платами сопряжения, с помощью которых осуществляется коммутация бортовых систем в единую сеть [7]. На рис. 4 приведён разнесённый вид МКА, адаптированного под особенности серийной роботизированной сборки.

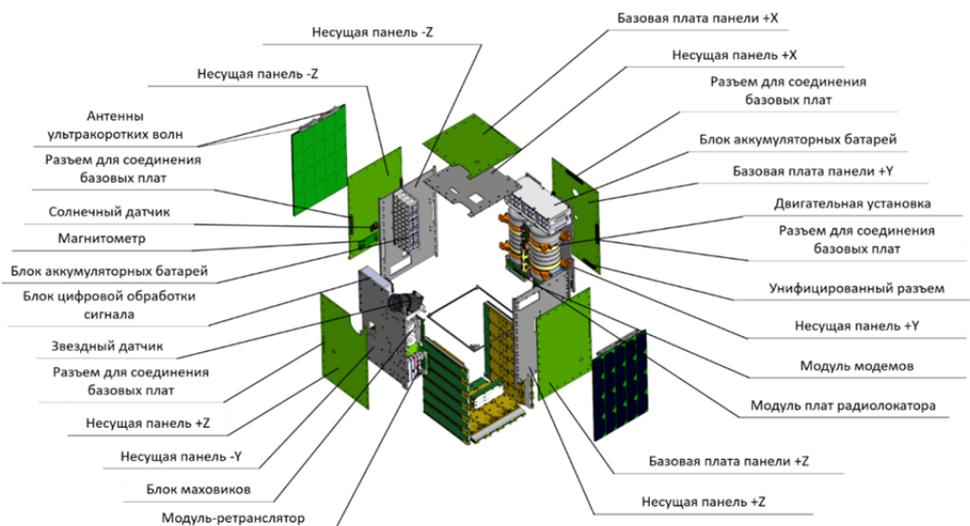
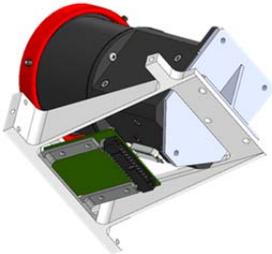
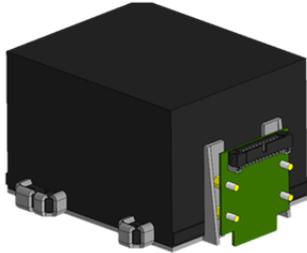
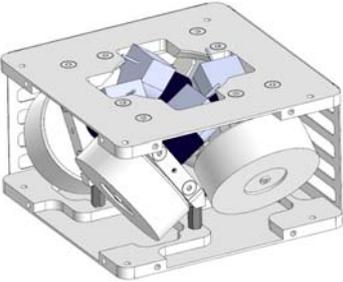
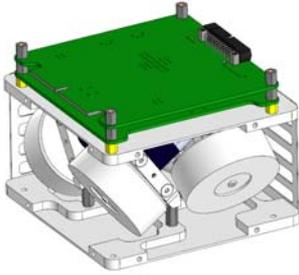
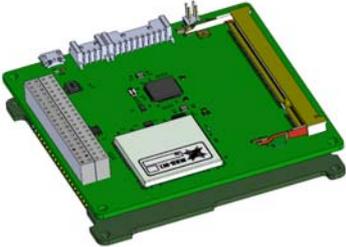
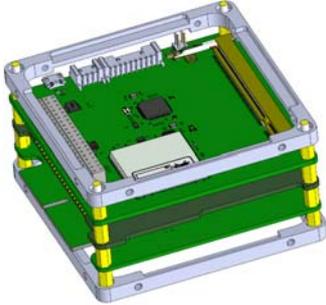


Рис. 4. Разнесённый вид адаптированного под особенности серийной роботизированной сборки малого космического аппарата

В табл. 4 приведены примеры адаптации бортовой аппаратуры для работы с базовыми платами и роботизированной установки в корпус платформы МКА.

Таблица 4. Адаптация блоков бортовой аппаратуры платформы малого космического аппарата

Наименование блока	Вид блока до адаптации	Вид блока после адаптации
Звёздный датчик		
Блок чувствительных элементов		
Блок маховиков		
Модуль плат радиолокатора		

Совокупность несущей стенки, базовой платы и блоков бортовой аппаратуры образуют соответствующие панели. На рис. 5, 6 приведена конструкция одной из панелей МКА.

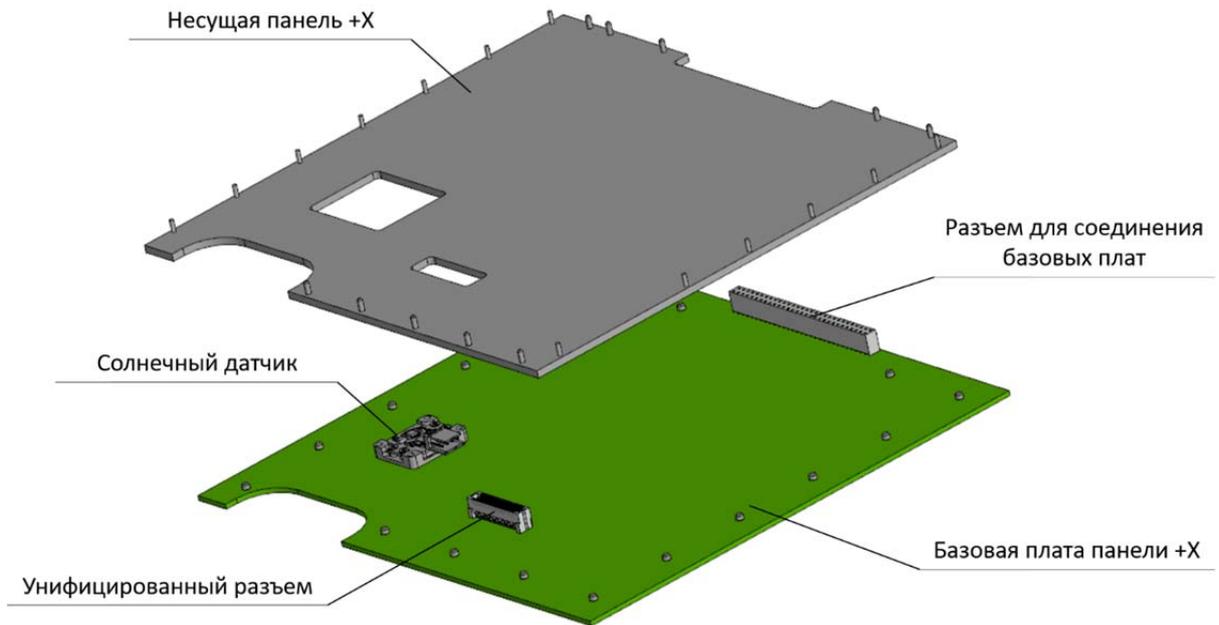


Рис. 5. Несущая стенка и базовая плата панели малого космического аппарата

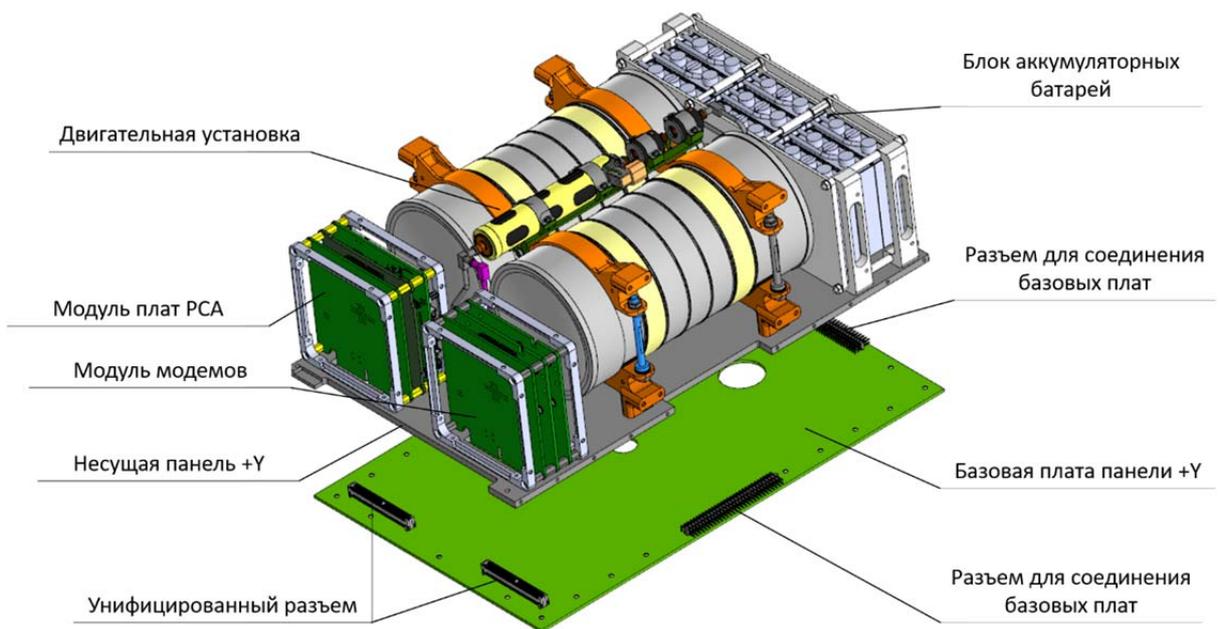


Рис. 6. Конструкция панели малого космического аппарата

Таким образом, детальная проработка конструкции и её адаптация является необходимым условием для обеспечения технологичности серийного роботизированного производства МКА.

Организация роботизированного производства малого космического аппарата и применяемые технологические решения

Следующим этапом организации роботизированного производства МКА является технологическая подготовка производства (рис. 7). Наименование участков на технологической планировке (рис. 7) приведено в табл. 5.

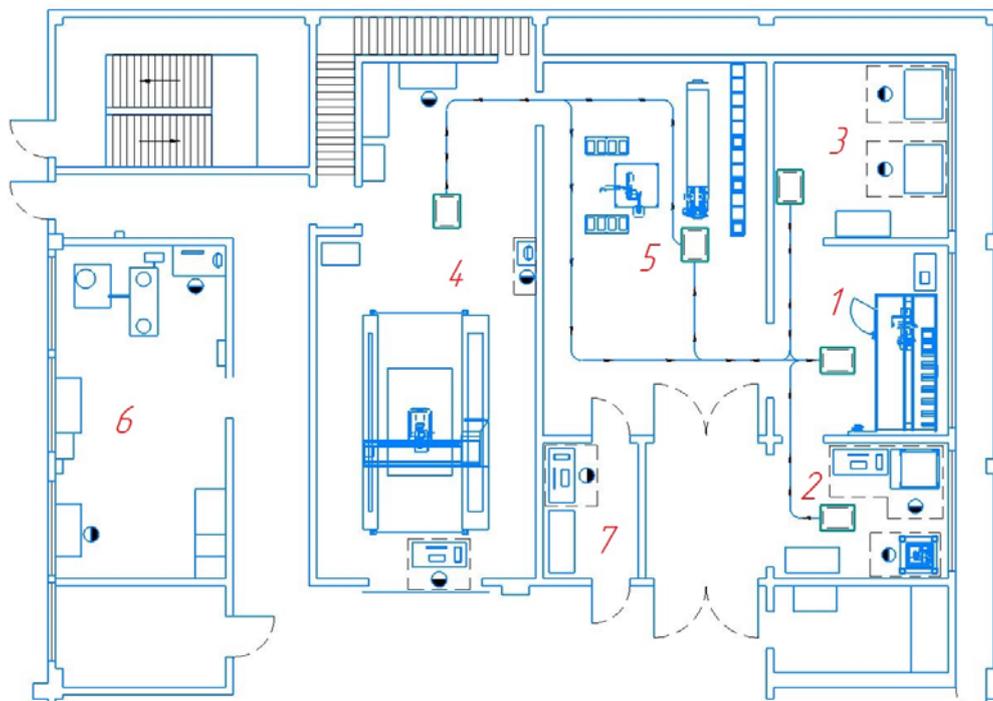


Рис. 7. Технологическая планировка серийного роботизированного производства
 малого космического аппарата

Таблица 5. Обозначение интеллектуальных производственных ячеек на технологической планировке роботизированного производства малого космического аппарата

№	Наименование
1.	Участок входного контроля компонентов и материалов
2.	Участок аддитивного производства и механической обработки
3.	Участок контроля и подготовки компонентов
4.	Участок контроля геометрии
5.	Участок автоматизированной роботизированной сборки
6.	Участок испытаний
7.	Зона упаковки и хранения

Периметром производства МКА являются процессы изготовления корпусных деталей, сборка компонентов МКА и проведение испытаний. На входе в производство – компоненты МКА и материалы для корпусных деталей, поставляемые поставщиками. Под серийное производство МКА «АИСТ-СТ» в Самарском университете был создан прототип серийного роботизированного производства, состоящий из 7 участков. Такое производство создано в формате киберфизической фабрики передовой инженерной аэрокосмической школы на базе производственно-испытательного комплекса МКА.

Были разработаны технологические и вспомогательные операции, выполняемые на производственных участках (табл. 6).

Таблица 6. Перечень технологических и вспомогательных операций серийного роботизированного производства малого космического аппарата

№	Название участка	Технологические и вспомогательные операции
1.	Участок входного контроля компонентов и материалов	1.1. Приёмка и входной контроль входящих компонентов/материалов в соответствии с методикой и критериями входного контроля. 1.2. Идентификация (с помощью системы штрих-кодирования), размещение и хранение компонентов/ материалов в автоматизированном штабелере. 1.3.1 Комплектование «заказа» (выдача компонентов) на участок контроля и подготовки компонентов. 1.3.2 Выдача материалов на участок аддитивного производства и механической обработки. 1.4. Транспортировка скомплектованных компонентов/материалов с помощью роботизированной транспортной тележки.
2.	Участок аддитивного производства и механической обработки	2.1. Разгрузка материала с автоматизированной тележки и межоперационное хранение. 2.2. Аддитивное производство комплекта корпусных деталей и адаптеров для доработки комплектующих. 2.3. Межоперационное хранение напечатанных корпусных деталей на участке аддитивного производства. 2.4. Механическая обработка (постобработка) корпусных деталей. 2.5. Транспортировка корпусных деталей с помощью роботизированной транспортной тележки на участок контроля и подготовки компонентов.
3.	Участок контроля и подготовки компонентов	3.1. Разгрузка доставленных роботизированной тележкой компонентов/ корпусных деталей/ адаптеров и межоперационное хранение. 3.2. Установка адаптеров на компоненты (в настоящее время осуществляется вручную). 3.3. Сборка и комплектование компонентов с адаптерами и корпусных деталей в стапели (в настоящее время осуществляется вручную). 3.4. Транспортировка собранных комплектов стапелей на участок роботизированной сборки.
4.	Участок контроля геометрии	4.1. Разгрузка доставленных роботизированной тележкой корпусных деталей и межоперационное хранение. 4.2. Бесконтактный обмер корпусных деталей. 4.3. Комплексный контактный и бесконтактный лазерный обмер МКА в сборе с построением карты отклонения контролируемых параметров от электронной модели.
5.	Участок автоматизированной роботизированной сборки	5.1. Автоматизированная разгрузка с транспортной тележки комплектов стапелей, контроль машинным зрением и загрузка их в автоматизированную систему хранения. 5.2. Общая сборка корпуса МКА. 5.3. Транспортировка собранного МКА на участок контроля геометрии с помощью роботизированной тележки.
6.	Участок испытаний	6.1. Разгрузка доставленных роботизированной тележкой МКА и межоперационное хранение. 6.2. Проведение приёмо-сдаточных испытаний изготовленных МКА в соответствии с программой испытаний. 6.3. Перемещение и хранение МКА между испытательными стендами. 6.4. Транспортировка испытанного МКА в зону упаковки и хранения МКА с помощью роботизированной тележки.
7.	Зона упаковки и хранения	7.1. Разгрузка доставленных роботизированной тележкой МКА и межоперационное хранение. 7.2. Упаковка МКА (в настоящее время осуществляется вручную). 7.3. Хранение МКА до отгрузки потребителю. 7.4. Отгрузка потребителю.

В рамках созданного прототипа серийного роботизированного производства МКА были автоматизированы процессы хранения, комплектования и выдачи компонентов, процессы транспортировки, процессы сборки МКА, а также процедуры контактного и бесконтактного замера геометрии.

В табл. 7 приведён перечень разработанных технологических решений по автоматизированному хранению, комплектованию и выдаче компонентов для сборки МКА.

В табл. 8 приведён перечень разработанных технологических решений по транспортировке компонентов МКА с помощью роботизированных тележек.

Таблица 7. Технологические решения по автоматизированному хранению, комплектованию и выдаче компонентов для сборки малого космического аппарата

Визуализация участка	Разработанные технологические решения
	<ol style="list-style-type: none"> 1. Идентификация поступающих комплектующих и компонентов с помощью системы штрих-кодирования. 2. Адаптация универсальной тары под особенности хранения компонентов. 3. Комплектование компонентов роботизированным комплексом. 4. Учёт выданных компонентов с помощью системы штрих-кодирования. 5. Транспортировка комплектующих с помощью роботизированной транспортной тележки для дальнейшей сборки.

Таблица 8. Технологические решения по роботизированной транспортировке

Визуализация оборудования	Разработанные технологические решения
	<ol style="list-style-type: none"> 1. Оснастка для точного позиционирования и перемещения сборочных единиц на роботизированной тележке. 2. Базирующие элементы для точного позиционирования перемещаемых сборочных единиц в местах парковки тележки. 3. Оптимальный маршрут перемещения сборочных единиц между производственными ячейками.

Ключевым процессом роботизированного производства является участок роботизированной сборки. В данной ИПЯ используются два коллаборативных робота с разной грузоподъёмностью, а также пять сменных инструментов. В табл. 9 приведён перечень технологических решений по роботизированной сборке МКА.

Таблица 9. Технологические решения по роботизированной сборке

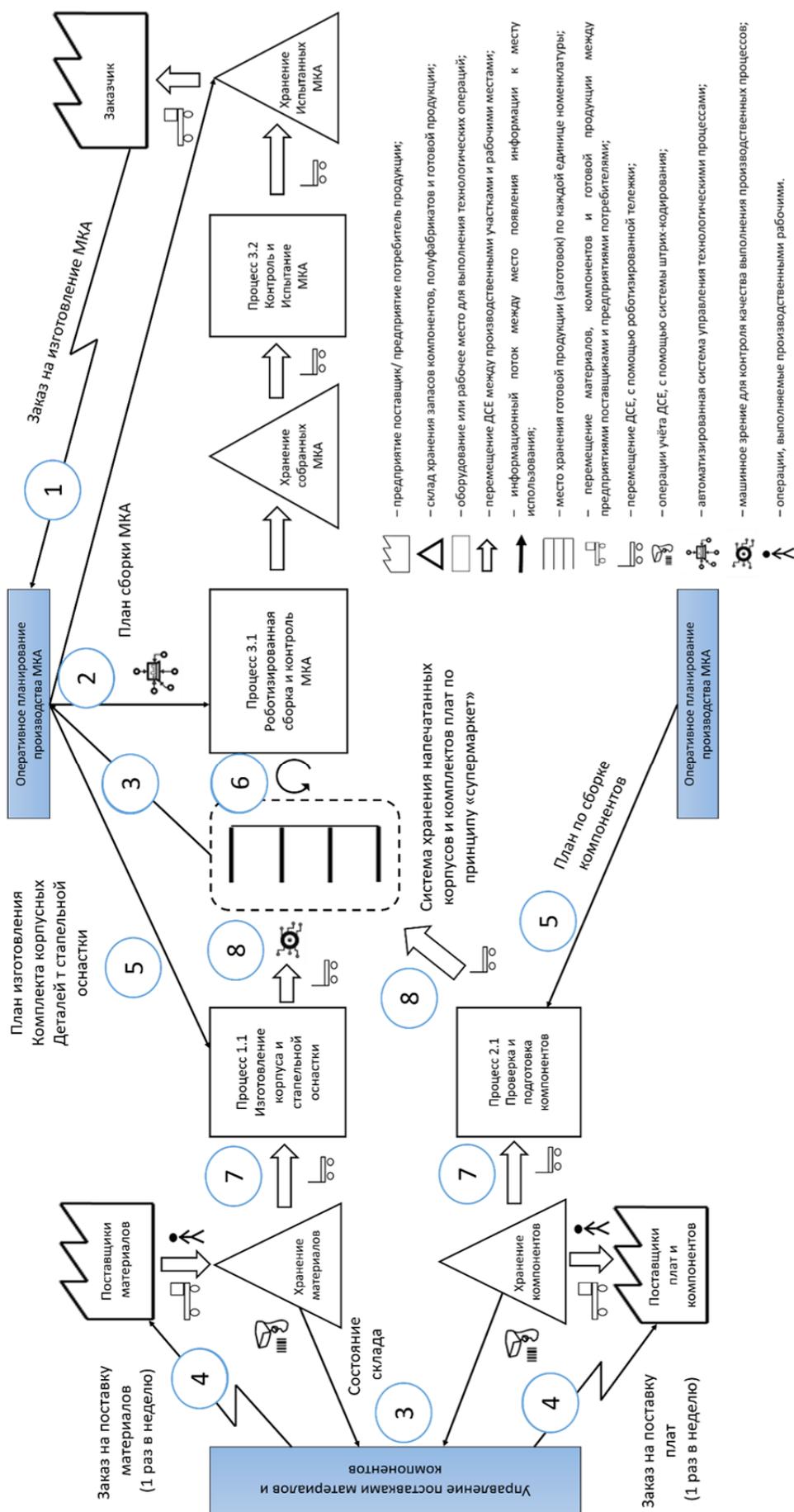
Визуализация участка	Разработанные технологические решения
	<ol style="list-style-type: none">1. Сборка платформы МКА по заданной производственной программе.2. Сборка платформы МКА с использованием ступенчатой оснастки на рабочем столе.3. Контроль качества выполнения сборочных операций с помощью машинного зрения.4. Рабочая область для сборки МКА с позиционерами и зоной для смены инструмента.

Для серийного производства важно организовать эффективный процесс оперативного планирования производства. С этой целью была разработана методика оперативного планирования серийного производства МКА. Её визуализация приведена на рис. 8.

Основными этапами реализации данной методики являются:

- 1) обработка заказа на изготовление МКА для еженедельного планирования;
- 2) разработка плана сборки и отгрузки МКА (периодичность разработки плана сборки и отгрузки – один раз в сутки);
- 3) анализ состояния запасов в автоматизированной системе хранения (работает по принципу «супермаркет», ежедневно проверяются остатки материалов и комплектующих, сравниваются с нормативными запасами);
- 4) заказ на поставку материалов и компонентов (поступает поставщику при снижении порога нормативных запасов);
- 5) разработка плана изготовления корпусных деталей, ступеней (разрабатывается на основе ежесменного плана по сборке МКА);
- 6) разработка плана по сборке и подготовке компонентов;
- 7) поставка материалов для производства корпусных элементов;
- 8) поставка готовых плат и компонент (бортовых систем) со склада на участок проверки и сборки и последующая поставка всех необходимых компонентов на участок роботизированной сборки.

Реализация вышеуказанных этапов разработанной методики позволяет осуществлять оперативное планирование и управлять процессами поставки компонентов и сборки готового изделия (МКА ДЗЗ) с тактом два аппарата в сутки, что подтверждено средствами имитационного моделирования в среде AnyLogic, а также экспериментальным путём в рамках отработки технологий роботизированной сборки в рамках созданной киберфизической фабрики.



Выводы

Таким образом, в работе проведён анализ нового типа производства – серийного роботизированного производства малых космических аппаратов ДЗЗ и предложены методические подходы к его созданию, в основе которых комплекс проектно-конструкторских, организационно-управленческих и технологических решений. Проведённая систематизация ключевых факторов роботизированного производства выявила значимое влияние организационно-технологических аспектов в создании серийного производства, а также необходимость адаптации конструкции МКА под возможности серийного производства. Инструментарием, обеспечивающим эффективность создания и функционирования роботизированного серийного производства, являются организационные модели матричного производства, технологические решения, направленные на внедрение роботизированных комплексов для хранения, транспортировки и выполнения технологических операций, а также методы управления производством, поставками материалов и компонентов, качеством выпускаемой продукции. Апробация и внедрение разработанных методических подходов, технологий и инструментария осуществлены в рамках созданного в Самарском университете экспериментального производства МКА формата 12-юнитового кубсата.

Описанные в настоящей статье научно-исследовательские результаты получены в рамках выполнения Госзадания FSSS-2023-0007.

Библиографический список

1. Потюпкин А.Ю. Управление многоспутниковыми космическими системами. М.: Инфра-Инженерия, 2024. 292 с.
2. ГОСТ Р 60.0.0.4-2019 Роботы и робототехнические устройства. Термины и определения. М.: Стандартинформ, 2019. 31 с.
3. Стороженко В.В. Создание современной стратегии энергоэффективного управления производством // *Материалы II Международной научно-практической конференции «Актуальные проблемы социально-экономических наук»* (29 февраля 2016 г., Таганрог, Россия). М.: Издательство «Перо», 2016. С. 42-48.
4. Измайлов М.К. Проблемы управления процессом производства при различных типах производства на отечественных и зарубежных крупных промышленных предприятиях // *Актуальные проблемы экономики и управления*. 2020. № 3 (27). С. 28-33.
5. Ткаченко И.С., Антипов Д.В., Куприянов А.В., Смелов В.Г., Кокарева В.В. Концептуальная модель цифрового завода производственного предприятия аэрокосмической отрасли // *Известия Самарского научного центра РАН*. 2023. Т. 25, № 3 (113). С. 90-106. DOI: 10.37313/1990-5378-2023-25-3-90-106
6. Ткаченко И.С., Куркин Е.И., Лукьянов О.Е., Кишов Е.А., Галинсога-Самора Х., Смелов В.Г., Чертыковцева В.О. Проектирование силовых конструкций с использованием топологической оптимизации и технологии аддитивного производства // *Онтология проектирования*. 2022. Т. 12, № 4 (46). С. 532-546. DOI: 10.18287/2223-9537-2022-12-4-532-546
7. Устюгов Е.В., Шафран С.В., Соболев А.А. Новая архитектура наноспутника стандарта CubeSat без использования бортовой кабельной сети // *Известия высших учебных заведений. Приборостроение*. 2018. Т. 61, № 5. С. 423-429. DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-5-423-429

METHODOLOGICAL APPROACHES TO THE CREATION AND FUNCTIONING OF SERIAL ROBOTIC PRODUCTION OF SMALL SATELLITES

© 2024

I. S. Tkachenko Candidate of Science (Engineering), Associate Professor,
Institute of Aerospace Engineering, Director;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
tkachenko.is@ssau.ru

The article considers a system approach to the creation of robotic production of small nano satellites to ensure their serial production. The analysis of key trends in the creation and development of modern satellite production was carried out; the factors characterizing serial robotic production are identified and systematized. An intelligent production cell is described as the main element of serial robotic matrix-type production. The main types of design solutions aimed at adapting the design of a small satellite for robotic assembly are presented. The description of the project to create a prototype for serial production of small satellites in the format of a cyberphysical factory, implemented at the advanced aerospace engineering school of Samara University, is given.

Small satellite; serial robotic production; production system; matrix-type of production; design and development solutions; system approach

Citation: Tkachenko I.S. Methodological approaches to the creation and functioning of serial robotic production of small satellites. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 178-194.
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-178-194

References

1. Potyupkin A.Yu. *Upravlenie mnogosputnikovymi kosmicheskimi sistemami* [Control of multi-satellite space systems]. Moscow: Infra-Inzheneriya Publ., 2024. 292 p.
2. GOST P 60.0.0.4-2019. Robots and robotic devices. Terms and definitions. Moscow: Standartinform Publ., 2019. 31 p. (In Russ.)
3. Storozhenko V.V. Sozdanie sovremennoy strategii energoeffektivnogo upravleniya proizvodstvom. *Materialy II Mezhdunarodnoy Nauchno-prakticheskoy Konferentsii «Aktual'nye Problemy Sotsial'no-ekonomicheskikh Nauk» (February, 29, 2016, Taganrog, Russian Federation)*. Moscow: Pero Publ., 2016. P. 42-48. (In Russ.)
4. Izmaylov M.K. Problems of production process management for various types of production on domestic markets and foreign large industrial enterprises. *Aktual'nye Problemy Ekonomiki i Upravleniya*. 2020. No. 3 (27). P. 28-33. (In Russ.)
5. Tkachenko I.S., Antipov D.V., Kupriyanov A.V., Smelov V.G., Kokareva V.V. Conceptual model of the digital plant of manufacturing enterprises in the aerospace industry. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2023. V. 25, no. 3 (113). P. 90-106. (In Russ.). DOI: 10.37313/1990-5378-2023-25-3-90-106
6. Tkachenko I.S., Kurkin E.I., Lukyanov O.E., Kishov E.A., Galinzoga-Samora J., Smelov V.G., Chertykovtseva V.O. Load-bearing structures design using topological optimization and additive manufacturing technologies. *Ontology of Designing*. 2022. V. 12, no. 4 (46). P. 532-546. (In Russ.). DOI: 10.18287/2223-9537-2022-12-4-532-546
7. Ustyugov E.V., Shafran S.V., Sobolev A.A. New CubeSat architecture without onboard cable network. *Journal of Instrument Engineering*. 2018. V. 61, no. 5. P. 423-429. (In Russ.). DOI: 10.17586/0021-3454-2018-61-5-423-429