



**Иркутский филиал
Московского государственного технического
университета гражданской авиации (МГТУ ГА)**



АО Авиакомпания «ИрАэро», г. Иркутск

**АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

**СБОРНИК ТРУДОВ
XII Международной научно-практической конференции,
посвященной празднованию 100-летия
отечественной гражданской авиации**

12-13 октября 2023 г.

Том 1

ISBN 978-5-6047924-6-9



9 785604 792469

**Иркутск
2023**

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
(РОСАВИАЦИЯ)
ИРКУТСКИЙ ФИЛИАЛ
ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО БЮДЖЕТНОГО
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

**АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

СБОРНИК ТРУДОВ

**XII Международной научно-практической конференции,
посвященной празднованию 100-летия
отечественной гражданской авиации**

12-13 октября 2023 г.

Том 1

**Иркутск
2023**

ББК 39.5
УДК 629.7
А 437

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

Ответственный редактор –	Горбачев О. А., директор Иркутского филиала МГТУ ГА, д-р техн. наук, профессор
Редактор –	Какаулина С. Т.
Члены редколлегии –	Лежанкин Б. В., заведующий кафедрой АРЭО, канд. техн. наук, доцент Котлов Ю. В., заведующий кафедрой АЭС и ПНК, канд. техн. наук, доцент Сафарбаков А. М., заведующий кафедрой ЛА и АД, канд. техн. наук, доцент Шаблов А. В., заместитель директора Иркутского филиала МГТУ ГА по УМР, канд. пед. наук Волосов Е. Н., декан факультета СТ, д-р истор. наук, доцент Портнова Т. Ю., заведующий кафедрой ГСПД, канд. филолог. наук, доцент Иванова Л. А., заместитель директора по НР, канд. пед. наук, доцент

А 437 Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: сборник трудов XII Международной научно-практической конференции, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации. Том 1. 12-13 октября 2023 г. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2023. – 317 с.

ISBN 978-5-6047924-6-9

В сборнике представлены материалы XII Международной научно-практической конференции «Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации», посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации.

В данном издании освещены вопросы, касающиеся проблем организации и управления воздушными судами и движением, контроля качества и повышения надежности радиоэлектронного оборудования и авионики, проектирования и испытания узлов и механизмов летательных аппаратов, развития беспилотных авиационных систем, подготовки авиационных кадров.

Сборник предназначен для специалистов, занимающихся проблемами разработки и эксплуатации авиационных систем, радиосвязи и радионавигации, летательных аппаратов и авиационных двигателей, преподавателей технических вузов, а также для широкого круга лиц, интересующихся современными проблемами гражданской авиации.

Сборник издается в авторской редакции.

ISBN 978-5-6047924-6-9

© Иркутский филиал МГТУ ГА, 2023

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ «ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ, АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»

Акимов А. И., Елисеев В. Н., Акимов И. А.

Математическое моделирование процесса полимеризации композиционных конструкций для создания лопастей и корпусов летательных аппаратов 8

Архангельский Ю. А., Десятник П. А., Зайчик Л. Е., Сорокин С. А.

Оценка качества моделирования задач с большими амплитудами перемещений в пространстве 15

Ачкасова Е. А., Афанасьева А. В., Бойко Р. С., Бойко О. Г.

Перспективы замены среднемагистральных самолетов иностранного производства на отечественный Ту-214 в авиакомпаниях России 26

Баранцев С. М.

Решение задачи прочностного проектирования крыла военно-транспортного самолета 32

Бокорев Ю. Ю., Верещагин М. А.

Выбор оптимальных технологий ремонта панелей крыла 40

Верещиков Д. В., Дворников В. В., Разуваев Д. В.

К вопросу о балансировке самолета при имитационном моделировании различных задач пилотирования 46

Галков А. В.

Оценка погрешности при сцинтилляционных измерениях количества и состава сложных износных частиц 51

Даниленко Н. В., Киренчев А. Г.

Теорема о погонной плотности циркуляции 55

Колинько К. А., Крылова Я. А.

Экспериментальные исследования нестационарных аэродинамических характеристик в АДТ России: возможности и перспективы 59

Колоденец Н. А., Малеронок В. В., Романенок С. Н. Определение аэродинамических коэффициентов планера беспилотного летательного аппарата в Ansys	70
Кондратьева М. А., Кузнецов С. Н. Экспериментальное исследование интенсивности снижения шума на наиболее благоприятных для человека слышимых звуках, основанное на эффекте генератора Гартмана	80
Лещенко А. В., Моисеева И. С., Прибытков А. В. Сравнительный анализ расчета НДС элементов крыла с помощью балочной теории и с использованием прочностного анализа КОМПАС-3D.....	92
Лукожев З. А., Рогов Н. В. Особенности технологического процесса сварки в полевых условиях.....	100
Нацубидзе С. А. Применение современных материалов для производства остекления кабин экипажа воздушных судов.....	107
Некрасов А. В., Боридько С. А. Применение вероятностного метода в расчетах на прочность элементов конструкции летательных аппаратов на примере узла соединения моторной рамы с фюзеляжем	113
Петров П. В., Алексеев В. А., Кудерко Д. А. Численная реализация математических моделей устройств автоматики летательного аппарата и вычислительный эксперимент на стадии практического проектирования.....	121
Петров П. В., Грачев А. О., Кудерко Д. А. Математические модели электрогидравлического рулевого привода и результаты вычислительного эксперимента	129
Рогов Н. В., Сычев С. В. К вопросу ремонта элементов авиационных конструкций из композиционных материалов	137

Сажин А. Н., Макаренко В. А., Алисов А. Г. К вопросу о возможности применения искусственных нейронных сетей для решения задач прочности авиационных конструкций	144
Сафарбаков А. М., Саранина Е. В. Проект гибридной силовой установки для беспилотного летательного аппарата	150
Фимушин А. С., Алиев З. А., Зайцев Н. И. Способ реализации системы помощи принятия решения командиром экипажа в аварийных ситуациях.....	155
Фимушин А. С., Артемов А. А., Маслиев А. И. Решение задачи контроля технического состояния систем воздушного судна на основе теории о нечетких множествах.....	163
Фимушин А. С., Славинский А. С., Капустин А. В. Цифровые технологии в вопросах контроля и прогнозирования технического состояния авиационной техники	170
Фролов Г. К., Петров П. В., Кудерко Д. А. Математическая модель аварийной системы самолёта.....	176
Хайрулин Т. Н. АО «ОДК-Авиадвигатель»: сегодня и завтра.....	182
Ходацкий С. А. Вибрационное состояние роторов авиационных ГТД.....	189
Целищев В. А., Кудерко Д. А., Поляков Н. А. Регулируемый блок передачи мощности пассажирского самолета.....	199
Юсупов Р. Р., Замалдинов Д. Р. Применение искусственного интеллекта в гидравлической системе самолета Ил-76	208

**СЕКЦИЯ «АВИОНИКА, АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ И МЕТОДЫ ИХ
ЭКСПЛУАТАЦИИ»**

Диль В. Ф.

Опыт моделирования динамики движения летательных аппаратов в MathCad при исследовании контуров управления по дисциплине САУП..... 215

Кивокурцев А. Л.

Вопросы импортозамещения и поддержки технической эксплуатации авионики гражданских воздушных судов..... 224

Клоков И. И., Маслов И. С., Столяров В. Д., Корнилов А. В.

Проблемы создания авионики для объектов гражданской авиации на предприятиях оборонно-промышленного комплекса 236

Макаров И. К., Дворников В. В., Возняк В. А.

К вопросу о разработке имитационной натурной модели многофункционального цифрового индикатора..... 241

Мишин С. В.

Опыт реализации цифровых технологий при выполнении выпускных квалификационных работ обучающимися направления подготовки 25.03.02 Техническая эксплуатация АЭС и ПНК 247

Петров Д. Р., Лавренов А. И., Битюков В. К.

Пульсации DC/DC преобразователя напряжения, построенного по SEPIC топологии 253

Попов В. М.

Применение учебного тренажера кабины вертолета Ми-8Т для проведения эксплуатационной практики..... 260

Санько А. А., Шейников А. А., Ивановская Е. Л.

Экспериментальное исследование алгоритмов фильтрации пилотажных параметров БЛА квадрокоптерного типа, получаемых с МЭМС-датчиков 264

Федоркевич И. А., Аверин А. А.

К вопросу о создании многофункциональных цифровых индикаторов с использованием FLASH-технологий..... 271

**СЕКЦИЯ «ПРОБЛЕМЫ, ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ
БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ»**

Ковальчук Д. В., Алханов К. Д.

Подход к моделированию динамики полета беспилотного винтокрылого летательного аппарата 277

Неретин Е. С., Головин Д. А., Сухомейло Н. Я.

Разработка математической модели задачи поиска и сопровождения объекта группой беспилотных летательных аппаратов с применением глубокого обучения с подкреплением 282

Рубцов Е. А., Кудряков С. А., Муксимова Р. Р.

Обеспечение связи беспилотных авиационных систем при полетах в едином воздушном пространстве 291

Феоктистова О. Г., Рыбьяков А. В.

Создание закрытого температурного контура с целью применения беспилотной авиационной техники в холодном климате 300

Шайдурова И. В., Шайдуров В. С.

К вопросу о подготовке кадров в беспилотной авиации..... 305

СЕКЦИЯ
«ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ, АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ
И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»

Председатель – Сафарбаков А. М., заведующий кафедрой ЛА и Д, канд. техн. наук, доцент

УДК 519.87

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА
ПОЛИМЕРИЗАЦИИ КОМПОЗИЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ДЛЯ
СОЗДАНИЯ ЛОПАСТЕЙ И КОРПУСОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Акимов А. И.¹, д-р техн. наук
Елисеев В. Н.², канд. пед. наук
Акимов И. А.³

¹*Филиал Российского государственного университета нефти и газа (НИУ)
имени И.М. Губкина в г. Оренбурге
(г. Оренбург)*

²*Оренбургский институт путей сообщения – филиал ФГБОУ ВО «Самарский
государственный университет путей сообщения»
(г. Оренбург)*

³*Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого
(СПбПУ)
(г. Санкт-Петербург)*

Аннотация. В данной работе составлена математическая модель процесса полимеризации на этапе нагрева композиционных материалов при их изготовлении в установках автоматического ведения технологических процессов (АВТП). Представлен численный и аналитический метод решения задачи массообмена на первом этапе производства композиционных материалов в установках АВТП, описывающих работу на первом этапе полимеризации для изготовления многослойных композиционных материалов, рассматриваются результаты изучения теплопередачи в многослойных изделиях на первом этапе производства композиционных материалов. Многослойные композиционные материалы изготавливаются в установках АВТП методом полимеризации. При полимеризации выделяется тепло фазового перехода. Поэтому при разработке системы управления производством композиционных материалов приходится учитывать различные факторы. Из общей модели составим частные модели, соответствующие каждому интервалу полимеризации композитов, и решим их численными методами.

Ключевые слова: метод изотермических поверхностей, численные методы, аналитические методы, композиционные материалы, установка АВТП, полимеризация, пресс – формы, термоупругие напряжения и деформация.

MATHEMATICAL MODELING OF THE PROCESS OF POLYMERIZATION OF COMPOSITE STRUCTURES FOR THE CREATION OF AIRCRAFT BLADES AND AIRFRAMES

Akimov A. I.¹, Doctor of Technical Sciences

Eliseev V. N.², Candidate of Pedagogical Sciences

Akimov I. A.³

¹*Orenburg Branch for Gubkin Russian State University of Oil and Gas
(Orenburg)*

²*Orenburg Transport Institute, the Branch of Samara Transport University,
(Orenburg)*

³*Peter the Great St.Petersburg Polytechnic University
(Saint Petersburg)*

Abstract. In this paper, a mathematical model of the polymerization process at the stage of heating composite materials during their manufacture in automatic process control units (AVTP) is compiled. A numerical and analytical method for solving the problem of mass transfer at the first stage of the production of composite materials in AVTP installations describing the work at the first stage of polymerization for the manufacture of multilayer composite materials is presented, the results of studying heat transfer in multilayer products at the first stage of the production of composite materials are considered. Multilayer composite materials are manufactured in AVTP installations by polymerization. During polymerization, the heat of the phase transition is released. Therefore, when developing a management system for the production of composite materials, various factors have to be taken into account. From the general model partial models corresponding to each polymerization interval of composites will be made up and solved by numerical methods.

Keywords: isothermal surface method, numerical methods, analytical methods, composite materials, AVTP installation, polymerization, press form, thermoelastic stresses and deformation.

Произведем математическое моделирование процесса полимеризации на этапе нагрева композиционных материалов при их изготовлении в установках автоматического ведения технологических процессов (АВТП).

Составим математическую модель проблемы «теплообмена и массообмена».

$$\frac{\partial U_k(r_k, \tau)}{\partial \tau} = a_{gk}^2 \left(\frac{\partial^2 U_k(r_k, \tau)}{\partial r_k^2} + \frac{1}{r_k} \cdot \frac{\partial U_k(r_k, \tau)}{\partial r_k} \right) + \sigma \frac{c_{mk}}{c_{gk}} \frac{d_k}{1 - d_k} \frac{\partial m_k(r_k, \tau)}{\partial \tau} + W_k(r_k, \tau),$$

$$\frac{\partial m_k(r_k, \tau)}{\partial \tau} = a_{mk}^2 (1 - d_k) \left(\frac{\partial^2 m_k(r_k, \tau)}{\partial r_k^2} + \frac{1}{r_k} \cdot \frac{\partial m_k(r_k, \tau)}{\partial r_k} \right), \quad (k = 1, 2, \dots, N) \quad (1)$$

НУ:

$$U_k(r_k, 0) = f(r_k), m_k(r_k, 0) = m_0, \quad k = 1, 2, \dots, N, \quad (2)$$

ГУ:

$$U_N(R_N, \tau) = g(\tau), m_N(R_N, \tau) = h(\tau) \quad \text{И} \quad \frac{\partial U_1(R_0, \tau)}{\partial r} = 0, \frac{\partial m_1(R_0, \tau)}{\partial r} = 0 \quad (3)$$

$$U_k(R_k, \tau) = U_{k+1}(R_k, \tau), \lambda_{gk} \frac{\partial U_k(R_k, \tau)}{\partial r} = \lambda_{g(k+1)} \frac{\partial U_{k+1}(R_k, \tau)}{\partial r}, \quad (4)$$

$$m_k(R_k, \tau) = m_{k+1}(R_k, \tau), \lambda_{mk} \frac{\partial m_k(R_k, \tau)}{\partial r} = \lambda_{m(k+1)} \frac{\partial m_{k+1}(R_k, \tau)}{\partial r} \quad (5)$$

при $w_k(r_k, \tau) = \frac{q_y(r_k, \tau)}{C \cdot g}$;

В фазе нагрева – (1) решается $d_k = 0$.

В фазе стабилизации температуры – (1) решается $d_k \neq 0$.

В фазе остывания – (1) решается $d = 0$ И $w_k(r_k, \tau) = 0$

Используем «численные методы».

$$\frac{\partial U_j}{\partial \tau} = a_{sj}^2 \frac{1}{r_j} \frac{\partial}{\partial r_j} \left(r_j \frac{\partial U_j}{\partial r_j} \right) + W_j; \quad (6)$$

$$\frac{\partial m_j}{\partial \tau} = a_{mj}^2 \frac{1}{r_j} \frac{\partial}{\partial r_j} \left(r_j \frac{\partial m_j}{\partial r_j} \right) \quad (7)$$

НУ:

$$U_j(r_j, 0) = \varphi_j(r_j), j = 1, 2, \dots, N, \quad (8)$$

$$m_j(r_j, 0) = g_j(r_j), \quad (9)$$

ГУ:

$$\frac{\partial U_1(R_0, \tau)}{\partial r_1} = 0, U_N(R_N, \tau) = g(r), \quad (10)$$

$$\frac{\partial m_1(R_0, \tau)}{\partial r_1} = 0, m_N(R_N, \tau) = h(r), \quad (11)$$

ГУС:

$$U_j(R_j, r) = U_{j+1}(R_j, r), \lambda_{gj} \frac{\partial U_j(R_j, \tau)}{\partial r_j} = \lambda_{g(j+1)} \frac{\partial U_j(R_j, \tau)}{\partial r_j}, \quad (12)$$

$$m_j(R_j, r) = m_{j+1}(R_j, r), \lambda_{mj} \frac{\partial m_j(R_j, \tau)}{\partial r_j} = \lambda_{m(j+1)} \frac{\partial m_{j+1}(R_j, \tau)}{\partial r_j}. \quad (13)$$

Исследуем как трехточечное уравнение

$$A_i U_{i-1}^{k+1} - C_i U_i^{k+1} + B_i U_{i+1}^{k+1} = -F_i. \quad (14)$$

$$A_i = \frac{a^2 r_i - 0.5 \Delta \tau}{h^2 r_i}, B_i = \frac{a^2 r_i + 0.5 \Delta \tau}{h^2 r_i^2}, \quad (15)$$

$$C_i = A_i + B_i + 1, F_i = U_i^k + \Delta \tau \cdot W_i^k,$$

$$U_i^0 = \varphi(r_i).$$

Используем метод прогонки «прогонки».

Уравнение (10) исследуется аналогично.

Исследуем по радиальной схеме уравнения вида [2].

$$\frac{1}{c} \cdot \frac{\partial m_k(r, \tau)}{\partial \tau} = \frac{\partial^2 m_k(r, \tau)}{\partial \tau^2} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial m_k(r, \tau)}{\partial r} + h_k(r, \tau); \quad (16)$$

$$\tau > 0, R_{k-1} > r > R_k \text{ при } k = 1, 2, \dots, j, \dots, n;$$

$$R_0(r, \tau) > r > \xi(\tau) - 1 \text{ (зона жидкой среды),}$$

$$\xi(\tau) > r > R_{n+1}(r, \tau) - 2 \text{ (зона твердой среды),}$$

НУ:

$$m_k(r, 0) = m_0; \quad (17)$$

ГУ:

$$m_k(R_n, \tau) - \frac{\chi_n}{\beta_n} \cdot \frac{\partial m_n(R_n, \tau)}{\partial r} = 0; \quad (18)$$

$$m_{k-1}(R_{k-1}, \tau) = m_k(R_{k-1}, \tau) = Q_{k-1}(\tau); \quad (19)$$

$$m_1(R_0, \tau) - \frac{\chi_1}{\beta_1} \cdot \frac{\partial m_n(R_n, \tau)}{\partial r} = 0; \quad (20)$$

$$m_1[\xi(\tau), \tau] = m_{11}[\xi(\tau), \tau] = m_{kp}; \quad (21)$$

$$m_{11}[\alpha\xi(\tau), \tau] = m_0; \quad (22)$$

$$\chi_{k-1} \cdot \frac{\partial m_{k-1}(R_{k-1}, \tau)}{\partial r} = \chi_k \cdot \frac{\partial m_k(R_{k-1}, \tau)}{\partial r}; \quad (23)$$

$$R_k(r, \tau) \neq \xi(\tau);$$

$$\chi_I \cdot \frac{\partial m_1[\xi(\tau), \tau]}{\partial r} - \chi_{II} \cdot \frac{\partial m_{II}[\xi(\tau), \tau]}{\partial r} = q; \quad (24)$$

Используем метод «метод изотермических поверхностей», для чего заменим истинное распределение массы $m_\tau(r)$ внутри каждой области $[R_k(r, \tau), \xi(\tau)]$ а $[\xi(\tau), \alpha\xi(\tau)]$ при фиксированных положениях границы $\xi_i(\tau) \equiv \xi(\tau_j)$ нестационарным распределением массы $m_j(r, \tau)$, $\tau \rightarrow \tau_j = \tau(\xi_j)$

$$R_{j-1}(r, \tau) > \xi_j(\tau)r > R_j(r, \tau), \text{ при } 1 \leq j \leq n, \quad [3]$$

$$\theta_n(r, \tau_j) = Q_{n-1}(\tau_j) + [Q_n(\tau_j) - Q_{n-1}(\tau_j)] \cdot \frac{r - R_{n-1}}{R_n - R_{n-1}}; \quad (25)$$

$$\dots \dots \dots \theta_1(r, \tau_j) = Q_0(\tau_j) + [Q_1(\tau_j) - Q_0(\tau_j)] \cdot \frac{r - R_0}{R_1 - R_0},$$

представим данные уравнений (16) – (24) в следующей форме [4]

$$m_k(r, \tau_j) = P_k(r, \tau_j) + \theta(r, \tau_j), \quad (26)$$

В результате эти задачи можно привести к следующей форме [4]:

$$\frac{1}{c_k} \cdot \frac{\partial P_k(r, \tau_j)}{\partial \tau} = \frac{\partial^2 P_k(r, \tau_j)}{\partial \tau^2} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial P_k(r, \tau_j)}{\partial r} + \omega_k(r, \tau_j); \quad (27)$$

НУ:

$$P_k(r, 0) = m_k(r, 0) + \theta(r, 0), \quad (28)$$

Исследуем «задачу массообмена»:

$$\frac{\partial m_k(r_k, \tau)}{\partial r} = a_{mk}^2 (1 - d_k) \left(\frac{\partial^2 m_k(r_k, \tau)}{\partial r_k^2} + \frac{1}{r_k} \frac{\partial m_k(r_k, \tau)}{\partial r_k} \right), \quad (29)$$

$$R_{k-1} \leq r_k \leq R_k, \quad \tau > 0, \quad k = 1, 2, \dots, N;$$

НУ:

$$m_k(r_k, 0) = g_k(r_k); \quad (30)$$

ГУ «3 рода»:

$$\lambda_{mN} \frac{\partial^2 m_N(R_N, \tau)}{\partial r_N} + a_{mN} [m_N(R_N, \tau) - m_{cN}] = 0; \quad (31)$$

$$\lambda_{m1} \frac{\partial^2 m_N(R_1, \tau)}{\partial r_1} + a_{m1} [m_1(R_0, \tau) - m_{c1}] = 0; \quad (32)$$

ГУ «4 рода»

$$m_k(R_k, \tau) = m_{k+1}(R_k, \tau); \quad (33)$$

$$\lambda_{mk} \frac{\partial m_k(R_k, \tau)}{\partial r_k} = \lambda_{m(k+1)} \frac{\partial m_{k+1}(R_k, \tau)}{\partial r_{k+1}} \quad (34)$$

УП:

$$m_I[\xi(\tau), \tau] = m_{II}[\xi(\tau), \tau] = m_{kp}; \quad (35)$$

$$m_{II}[\xi(\tau), r] = m_0; \quad (36)$$

$$\lambda_I \frac{\partial m_I[\xi(\tau), \tau]}{\partial r} - \lambda \frac{\partial m_{II}[\xi(\tau), \tau]}{\partial r} = g. \quad (37)$$

Применяя «метод изотермических поверхностей», получено решение в виде

$$m_k(r_k, \tau) = C_{mk} + D_{mk} \ln(r_k) + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{M \left(\frac{\mu_{mn} r_k}{C_{mk}} \right)}{\sum_{k=1}^N \|M_k\|^2} \sum_{k=1}^N \frac{\lambda_{mk}}{C_{mk}} \int_{R_{k+1}}^{R_k} r_k [g_k(r_k) - \psi_{mk}(r_k)] \times \\ \times M \left(\frac{\mu_{mn} r_k}{C_{mk}} \right) dr_k e^{-\left(\frac{\mu_{mn}^2}{C_{mk}} \tau\right)}, \quad (38)$$

$$\text{при } C_{mk} = a_{mk}^2 (1 - d_k).$$

Используя данные уравнения (38), можно исследовать и найти решение уравнения (39).

$$\frac{\partial U_k(r_k, \tau)}{\partial \tau} = a_{gk}^2 \left(\frac{\partial^2 U_k(r_k, \tau)}{\partial r_k^2} + \frac{1}{r_k} \frac{\partial U_k(r_k, \tau)}{\partial r_k} \right) + \sigma \frac{c_{mk}}{c_{dk}} \frac{d_k}{1-d_k} \frac{\partial m_k(r_k, \tau)}{\partial \tau} + W_k(r_k, \tau), \quad (39)$$

$$R_{k-1} \leq r_k \leq R_k, \quad \tau > 0, \quad k = 1, 2, \dots, N;$$

НУ:

$$U_k(r_k, 0) = \varphi_k(r_k), \quad (40)$$

ГУ:

$$\lambda_{gN} \frac{\partial U_N(R_N, \tau)}{\partial r_N} + a_{gN} [U_N(R_N, \tau) - U_{cN}] = 0; \quad (41)$$

$$\lambda_{g1} \frac{\partial U_1(R_0, \tau)}{\partial r_1} + a_{g1} [U_1(R_0, \tau) - U_{c1}] = 0; \quad (42)$$

УС:

$$U_k(R_k, \tau) = U_{k+1}(R_k, \tau); \quad \lambda_{gk} \frac{\partial U_k(R_k, \tau)}{\partial r_k} = \lambda_{g(k+1)} \frac{\partial U_{k+1}(R_k, \tau)}{\partial r_{k+1}}. \quad (43)$$

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Акимов А. И.* Решения задачи массообмена на втором этапе полимеризации производства композиционных материалов в установках автоматического ведения технологического процесса аналитическим методом / А. И. Акимов, В. Н. Елисеев // Инженерная физика. 2022. № 6. С. 3-6. – DOI 10.25791/infizik.6.2022.1268. – EDN TKUUAO.

2. *Акимов А. И.* Исследования теплопередачи в многослойных цилиндрических изделиях в установках Шольца на этапе нагрева композиционных материалов / А. И. Акимов, В. Н. Елисеев // Инженерная физика. 2022. № 8. С. 31-34. – DOI 10.25791/infizik.8.2022.1281. – EDN VWIMLU.

3. *Акимов А. И.* Исследование теплопередачи при изготовлении композитов в установках автоматического ведения технологических процессов на всех этапах производства / А. И. Акимов, В. Н. Елисеев // Прикладная физика и математика. 2022. № 4. С. 10-13.

4. *Козлов В. Н.* Зависимость механических свойств композиционных материалов от температурного режима полимеризации / В. Н. Козлов, А. И. Акимов, М. А. Фатыхов // Инженерная физика. 2009. № 9. С. 19-24. – EDN KZPUSL.

ОЦЕНКА КАЧЕСТВА МОДЕЛИРОВАНИЯ ЗАДАЧ С БОЛЬШИМИ АМПЛИТУДАМИ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ В ПРОСТРАНСТВЕ

Архангельский Ю. А.
Десятник П. А., канд. техн. наук
Зайчик Л. Е., канд. техн. наук
Сорокин С. А.

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора
Н.Е. Жуковского
(г. Жуковский)*

Аннотация. В статье проводится анализ влияния типов искажений акселерационных сигналов на качество их воспроизведения при полунатурном моделировании задач, сопровождающихся большими амплитудами перемещений и изменений параметров движения как при траекторном управлении. Проводится анализ существующих критериев качества воспроизведения ускорений на подвижных пилотажных стендах и обосновывается необходимость дифференцированного подхода к оценке качества моделирования акселерационных сигналов в зависимости от задачи пилотирования и роли акселерационных сигналов в пилотировании. Дается описание разработанных критериев качества, позволяющих оценивать влияние ложных акселерационных сигналов обратного знака и ложных боковых перегрузок из-за наклонов кабины по крену при различных характеристиках самолета и различных законах управления движением кабины стенда.

Ключевые слова: пилотажный стенд, полунатурное моделирование, критерии качества воспроизведения акселерационных сигналов.

Работа выполнена в рамках государственного задания № 020-00006-23-00 от 18.01.2013 г. по соглашению № 020-03-2023-004 от 03.02.2023 г.

ESTIMATION OF MOTION SIMULATION FIDELITY FOR THE LARGE-AMPLITUDE PILOTING TASKS

Arkhangelsky Y. A.
Desyatnik P. A., Candidate of Technical Sciences
Zaichik L. E., Candidate of Technical Sciences
Sorokin S. A.

*The Central AeroHydrodynamic Institute named after Prof. N.E. Zhukovsky
(Zhukovsky)*

Abstract. The paper analyzes effects of acceleration reproduction distortions on ground-based motion simulation fidelity for the piloting tasks requiring maneuvers with large amplitudes and large motion parameters changing as in trajectory control. Existing motion cueing fidelity criteria are analyzed, and the novel theoretical approach is validated which is based on different approaches to motion fidelity assessment depending on the type of piloting task and acceleration role in piloting. It is shown that the criteria developed allow estimation of the effects of false motion cues, such as motion cues of opposite sign and false lateral accelerations due to cockpit tilting in roll, for various aircraft characteristics and various motion system algorithms.

Keywords: flight simulator, full flight simulation, motion cueing fidelity criteria.

Введение

Из-за ограничений перемещений кабины наземного пилотажного стенда воспроизведение акселерационных сигналов (линейных и угловых ускорений) в реальном масштабе не представляется возможным, что делает искажения воспроизводимых акселерационных сигналов неизбежными. Однако для некоторых режимов полета возникающие искажения могут дезориентировать летчиков и привести к ошибочным результатам моделирования на пилотажном стенде и/или к привитию летчикам отрицательных навыков пилотирования. Это означает, что минимизация таких искажений при полунатурном моделировании полета является едва ли не самым главным вопросом, как с точки зрения корректности результатов исследования характеристик устойчивости и управляемости самолета, так и с точки зрения обучения летчиков пилотированию.

Имеющиеся в различных публикациях данные по вопросам качества воспроизведения акселерационных сигналов относятся, в основном, к моделированию задач стабилизации [1-5]. Эти данные применимы и к задачам с большими амплитудами перемещений (развороты, выход на заданную перегрузку, маневр вывода самолета из сложного пространственного положения и т.п.), но недостаточны, так как для полной оценки качества воспроизведения акселерационных сигналов в таких задачах необходимо учитывать влияние ложных акселерационных сигналов, противоположных по знаку реальным, и ложных линейных перегрузок из-за наклонов кабины стенда. Эти искажения не учитываются ни в каких имеющихся критериях.

В настоящей статье проводится анализ возможностей и ограничений имеющихся подходов с точки зрения их применимости для оценки качества воспроизведения акселерационных сигналов при моделировании задач с большими амплитудами перемещений (далее – задач БАП) и разработка критериев качества применительно к таким задачам.

1. Анализ имеющихся критериев качества воспроизведения ускорений

В зарубежной литературе можно найти критерии качества, например критерий Синакори-Шредера [1, 2], по которому можно провести оценку для задач стабилизации. Однако ни один из имеющихся в литературе критериев не позволяет оценить качество воспроизведения ускорений в задачах БАП. Для примера рассмотрим предложенный в документе ИКАО 9625 [3] «ОМСТ-тест», который, в отличие от критерия Синакори-Шредера, рекомендует анализ частотной характеристики системы подвижности (включая АУДК), в довольно широком диапазоне частот от 0.1 до ~16 рад/с, охватывающем как задачи стабилизации, так и задачи БАП. Работоспособность предлагаемого критерия будем проводить на примере оценки качества моделирования движения по крену с частотой 0.1 рад/с, характерной для задач БАП и 3 рад/с, характерной для задач стабилизации.

Предположим, что границы удовлетворительного качества совпадают с приведенными в документе ICAO 9625 (рисунок 1), используется классическая структура АУДК (рисунок 2), характеристики системы подвижности идеальные, транспортное запаздывание пренебрежимо мало. В этом случае качество моделирования будет определяться только параметрами высокочастотного фильтра (ВЧ) по крену:

$$W_{\phi} = k \frac{s^2}{s^2 + 2\zeta\omega_{\text{ВЧ}}s + \omega_{\text{ВЧ}}^2}.$$

На рисунке 1 дано сравнение амплитудно-частотных характеристик, построенных в диапазоне частот, указанных в документе ICAO 9625, для двух фильтров: (1) с частотой $\omega_{\text{ВЧ}}=0.8$ рад/с и коэффициентом усиления $k=1.0$, что соответствует обычно используемым параметрам для канала крена (синяя линия), и (2) $\omega_{\text{ВЧ}}=0.3$ рад/с, $k=1.0$, что соответствует расширенному диапазону частот, в таком случае перемещения кабины стенда увеличиваются вплоть до кинематических ограничений стенда (черная пунктирная линия).

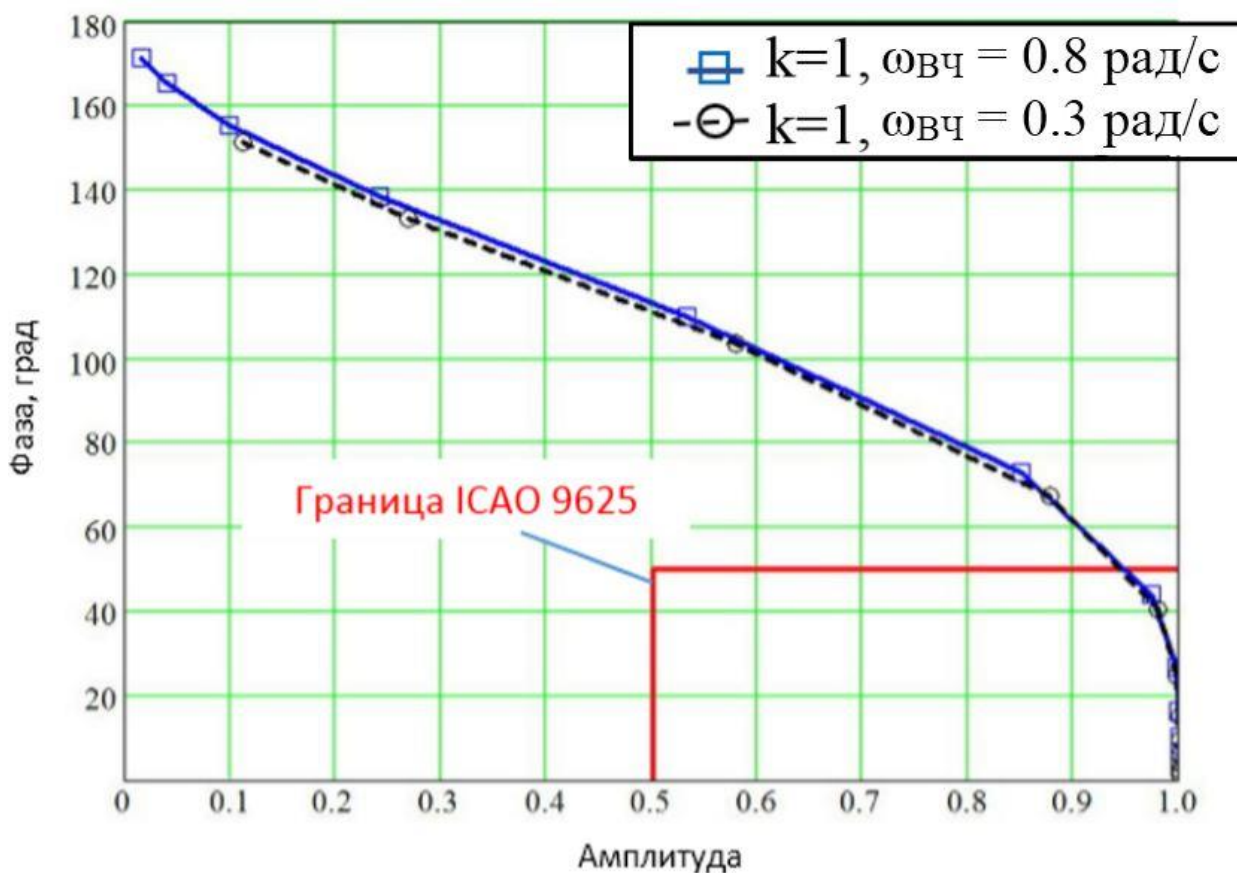


Рисунок 1 – Сравнение АЧХ для двух фильтров согласно процедуре ICAO 9625, *Источник: <https://skylibrarys.files.wordpress.com/2016/07/doc-9625-qualif-of-flight-manual.pdf>*

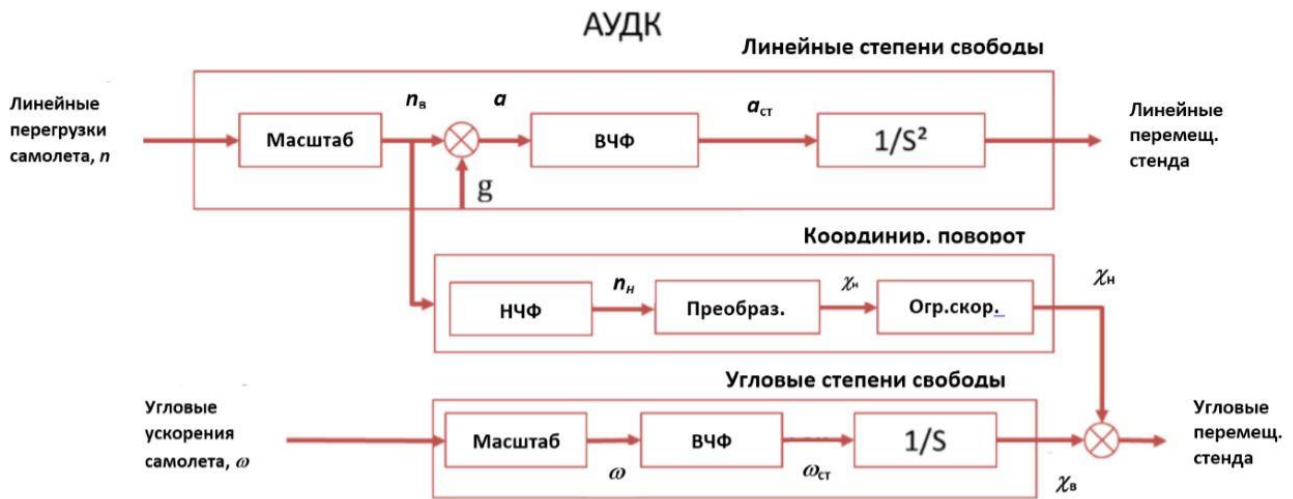


Рисунок 2 – Стандартная схема алгоритмов управления движением кабины пилотажного стенда

Из рисунка 3 видно, что на частотах движения по крену, соответствующих задачам стабилизации (3 рад/с), возникающие ложные перегрузки практически одинаковы для фильтра с $\omega_{ВЧ} = 0.8$ рад/с и для фильтра с $\omega_{ВЧ} = 0.3$ рад/с. Однако, для частоты сигнала, соответствующей задачам БАП (менее 0.1 рад/с), возникающие ложные перегрузки для второго фильтра почти в 10 раз больше, чем для фильтра с $\omega_{ВЧ} = 0.8$ рад/с (рисунок 4).

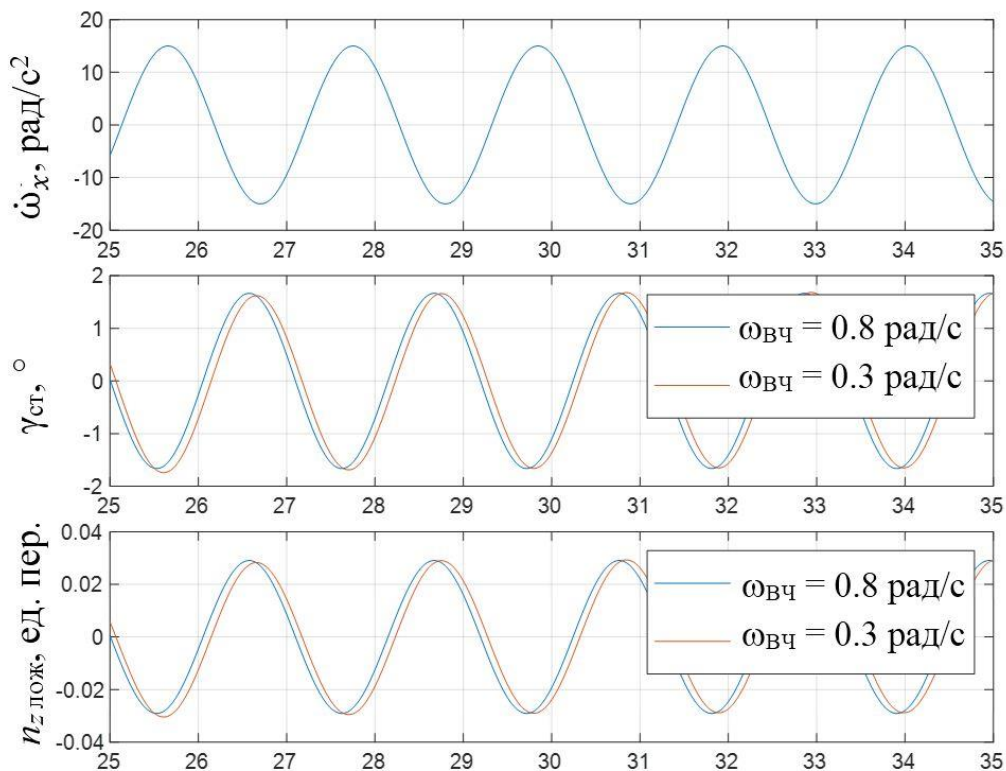


Рисунок 3 – Сравнение ложных боковых перегрузок для движения по крену с частотой 3 рад/с для различных частот ВЧ фильтров

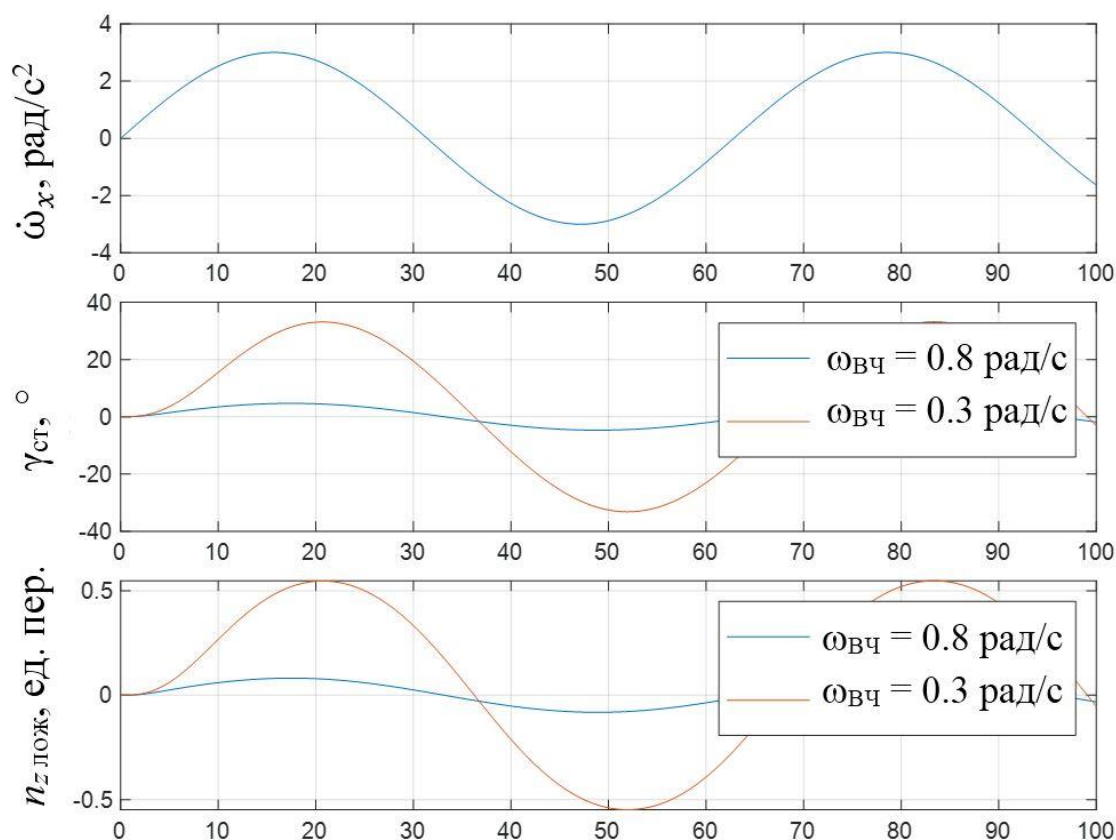


Рисунок 4 – Сравнение ложных боковых перегрузок для движения по крену с частотой 0.1 рад/с для различных частот ВЧ фильтров

Другими словами, уменьшение частоты высокочастотного фильтра практически не сказывается на качестве воспроизведения движения по крену с частотами, характерными для задач стабилизации, но может привести к появлению значительных ложных ощущений при моделировании движения по крену с частотами, характерными для маневрирования.

Минимизировать возникающие ложные перегрузки при выполнении задачи БАП можно за счет снижения коэффициента усиления высокочастотного фильтра. Например, для удовлетворительного воспроизведения входного сигнала по крену с частотой 0.1 рад/с (рисунок 4) необходимо уменьшение коэффициента усиления в фильтре с $\omega_{ВЧ} = 0.3 \text{ рад/с}$ в 6.5 раз. Однако такое уменьшение коэффициента усиления может привести к значительному ухудшению качества моделирования высоких частот входного сигнала.

Кроме того, предлагаемый в ICAO 9625 критерий не позволяет выявить влияние ряда факторов, определяющих интенсивность ложных ощущений, а именно, влияние вида входного сигнала. Однако вид входного сигнала может существенным образом повлиять на интенсивность таких ложных ощущений, как «обратная реакция».

Приведенный пример показывает, что для такого широкого диапазона частот, как указано в документе ICAO 9625 [3], провести границу удовлетворительного качества очень сложно, если вообще возможно.

2. Оценка качества моделирования на базе подхода ЦАГИ

Согласно подходу ЦАГИ, качество моделирования ускорений оценивается различными критериями в зависимости от задач пилотирования, роли ускорений в пилотировании и используемых методов имитации ускорений. В отличие от задач стабилизации, для задач БАП качество воспроизведения акселерационной информации определяется не только (и не столько) амплитудно-фазовыми искажениями, а искажениями, ложными боковыми и продольными перегрузками, которые могут появляться при движении кабины по крену и тангажу, и ложными акселерационными сигналами, противоположными по знаку акселерационным сигналам, действующим в реальном полете («обратная реакция»). В данной работе будут представлены критерии, позволяющие для задач маневрирования оценить качество воспроизведения ускорений по крену и нормальной перегрузки, как наиболее важных для летчика акселерационных сигналов при выполнении задач БАП.

2.1 Ложные боковые перегрузки

Причины появления ложных перегрузок из-за наклонов кабины по крену достаточно очевидны. При отсутствии боковых перемещений кабины стенда суммарный вектор сил n не поворачивается вместе с наклоном кабины, а остается в вертикальной плоскости земли. Поэтому, при моделировании изолированного движения крена вследствие наклонов кабины стенда по крену возникают ложные боковые перегрузки $n_{z,лож} = tg \sin \gamma$ (рисунок 5).

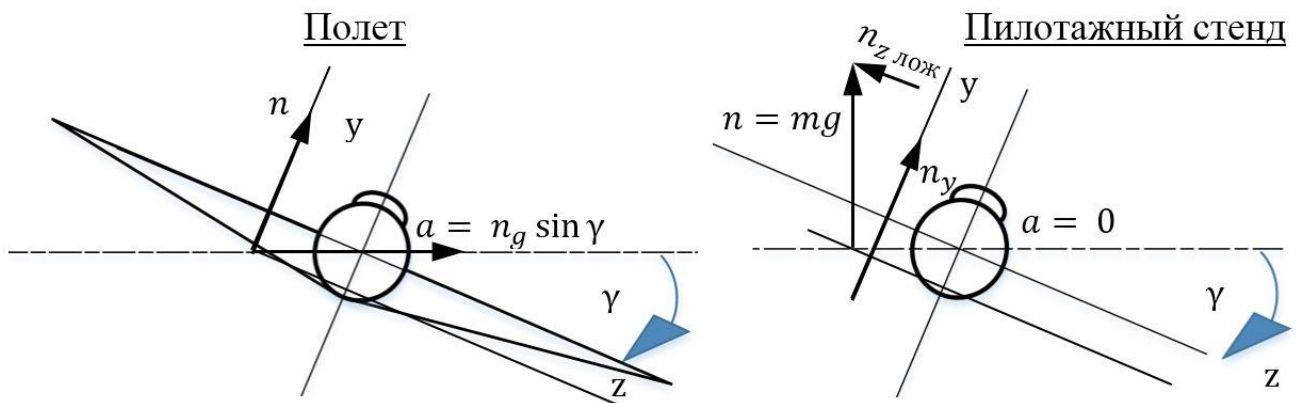


Рисунок 5 – Причины возникновения ложных боковых перегрузок при моделировании движения крена на пилотажном стенде

На рисунке 6 приведен графический критерий, который позволяет оценить влияние ложных боковых перегрузок при моделировании управления по крену. Он представляет собой зависимость субъективной оценки летчиками качества воспроизведения акселерационной информации от величины ложных боковых перегрузок, возникающих при моделировании низкочастотного движения крена.

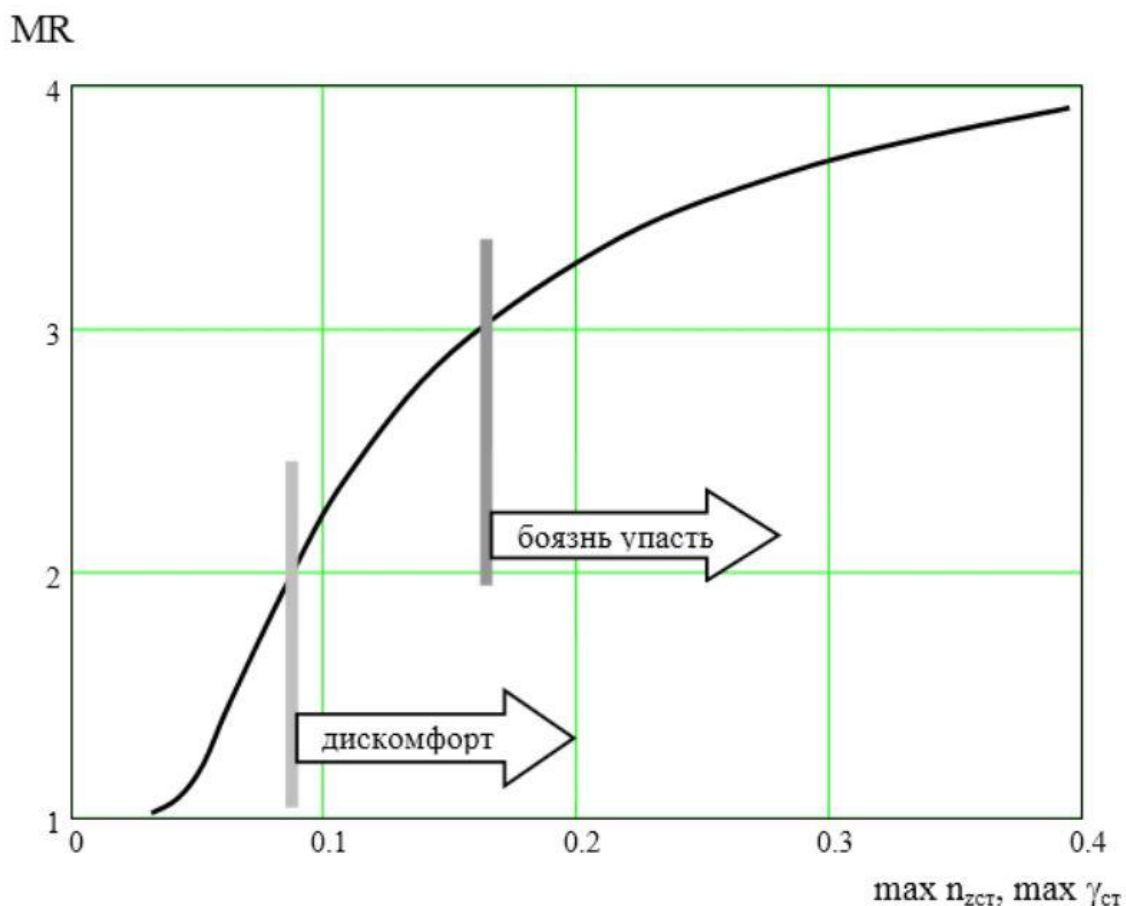
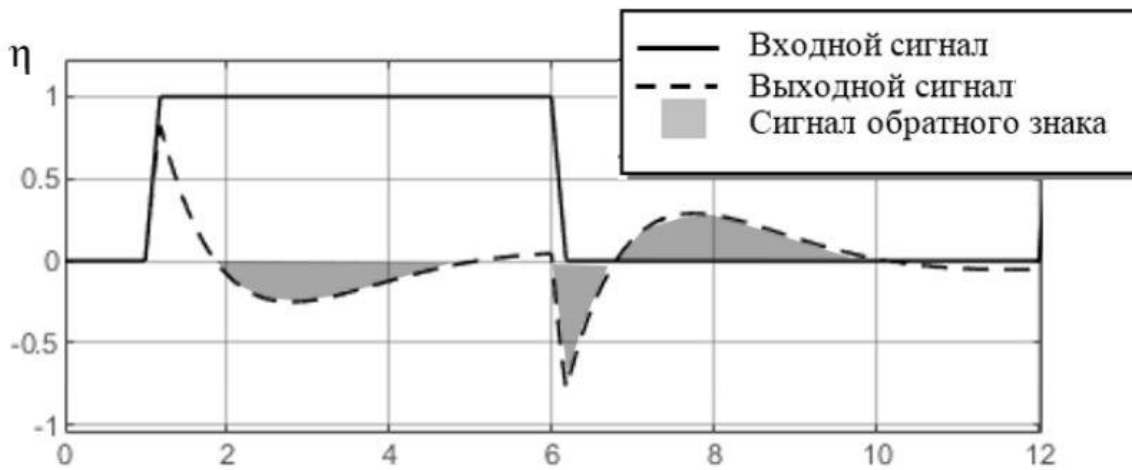


Рисунок 6 – Оценка летчиком уровня ложных боковых перегрузок

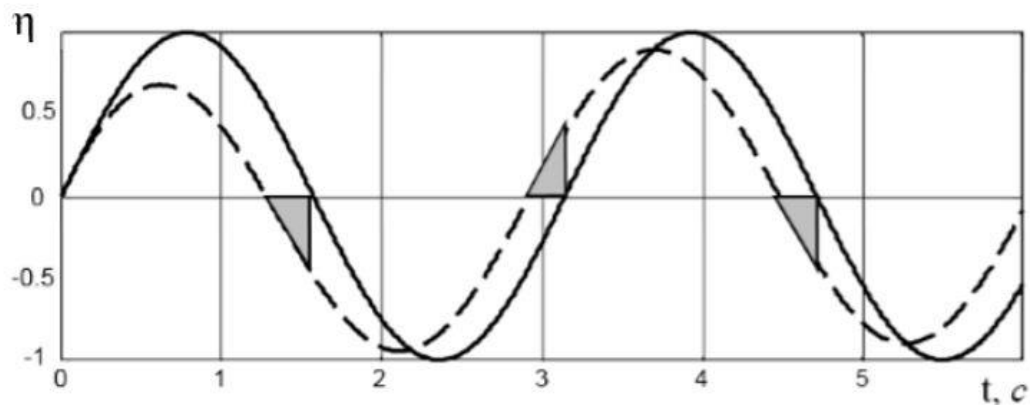
В экспериментах летчики оценивали величину ложных ощущений по специальной шкале MR [6]: MR=1 – ложные перегрузки не ощущаются, MR=4 – движение самолета неразлично на фоне ложных перегрузок. Из рисунка 6 видно, что ложные боковые перегрузки, которые появляются при углах наклона кабины до 5 град, практически не влияют на качество моделирования. С увеличением углов наклона кабины, из-за ложных боковых перегрузок появляется чувство дискомфорта. При углах наклона порядка 10 град и больше появляется чувство боязни потерять равновесие.

2.2 Ложные сигналы обратного знака

На рисунке 7 показана реакция высокочастотных фильтров на прямоугольный входной акселерационный сигнал η (по перегрузке, угловой скорости или угловому ускорению). Видно, что ложные акселерационные сигналы на участке сброса перегрузок или угловых скоростей гораздо больше, чем при их создании. Более того, при воспроизведении заднего фронта прямоугольного входного сигнала ложные акселерационные сигналы появляются не только для фильтров второго и третьего порядков, как это показано в [4, 5], но даже с фильтром первого порядка. При этом уровень ложного акселерационного сигнала может быть сопоставим с уровнем полезного сигнала (рисунок 7а).



а) маневр



а) стабилизация

Рисунок 7 – Ложные сигналы обратного знака при моделировании задач БАП и стабилизации

В задачах стабилизации угловые скорости и перегрузки носят непрерывный, знакопеременный и достаточно высокочастотный характер (частоты достигают 3 рад/с и более). Поэтому ложные акселерационные сигналы в задачах стабилизации, во-первых, незначительны по сравнению с полезными акселерационными сигналами (рисунок 7б). Во-вторых, поскольку ложные сигналы идут вслед за полезным сигналом, чувствительность к ним летчика притупляется. По этим причинам, а также из-за непрерывного характера перегрузок и угловых скоростей, эффект ложных сигналов обратного знака эквивалентен эффекту фазового сдвига, который, как правило, не воспринимается летчиком ни при каких законах управления кабиной стенда.

Канал крена. Для случая, когда ложные боковые перегрузки полностью компенсируются с помощью боковых перемещений кабины, оценить уровень сигналов обратного знака ($\dot{\gamma}_{03}$) можно по рисунку 8 для разных частот высокочастотных фильтров 1-го и 2-го порядков.

Совместное влияние ложных перегрузок и сигналов обратного знака можно оценить с помощью данных, приведенных на рисунке 9. Они показывают изменение оценок качества моделирования поворотов самолета по крену на различные углы (5, 10, 20 град) в зависимости от частоты фильтров 1-го и 2-го порядков при единичном коэффициенте усиления $k=1$ ВЧ фильтра.

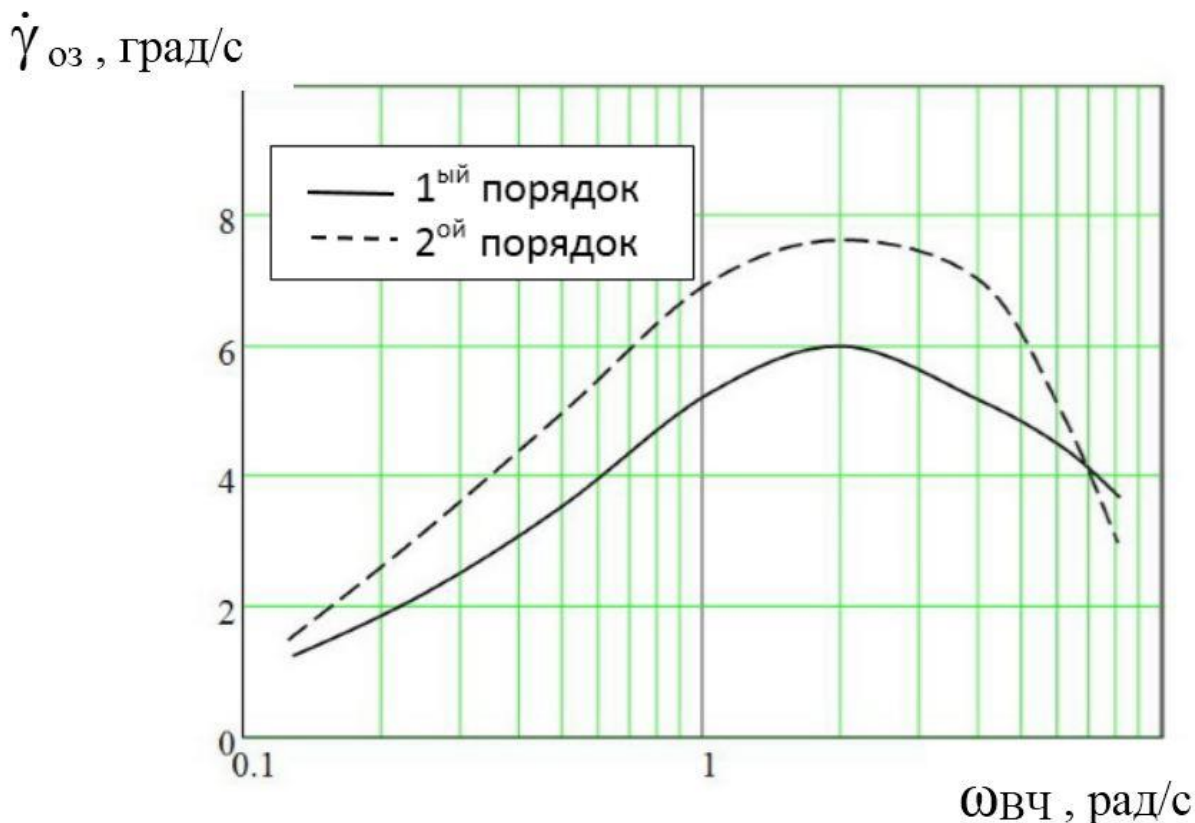


Рисунок 8 – Ложные сигналы обратного знака при движении по крену в зависимости от частоты фильтра

При малых частотах среза фильтров ухудшение качества моделирования маневров по крену происходит главным образом из-за ложных боковых перегрузок. С увеличением частоты фильтра углы наклона кабины и, следовательно, ложные боковые перегрузки, уменьшаются, тогда как ложные угловые скорости обратного знака увеличиваются. При частотах фильтра порядка $\omega_{\text{вч}} \sim 1-2$ рад/с, ложные угловые скорости достигают максимума, и качество моделирования перемещений по крену в этом случае наихудшее.

Вертикальный канал. Ложные сигналы обратного знака являются основным видом искажений нормальных перегрузок в задачах БАП. Эти сигналы появляются как при нарастании перегрузки, так и в момент сброса перегрузки.

При воспроизведении переднего фронта перегрузки такие ложные акселерационные сигналы ощущаются слабо, т.к. идут вслед за полезным сигналом, и их восприятие притупляется действием полезной составляющей. Интенсивность ложных ощущений в момент сброса перегрузки гораздо больше,

т.к. они больше по величине и не маскируются полезным сигналом. В связи с этим, влияние ложных сигналов на качество моделирования перегрузок в задачах БАП в целом определяется их величинами в момент сброса перегрузки.

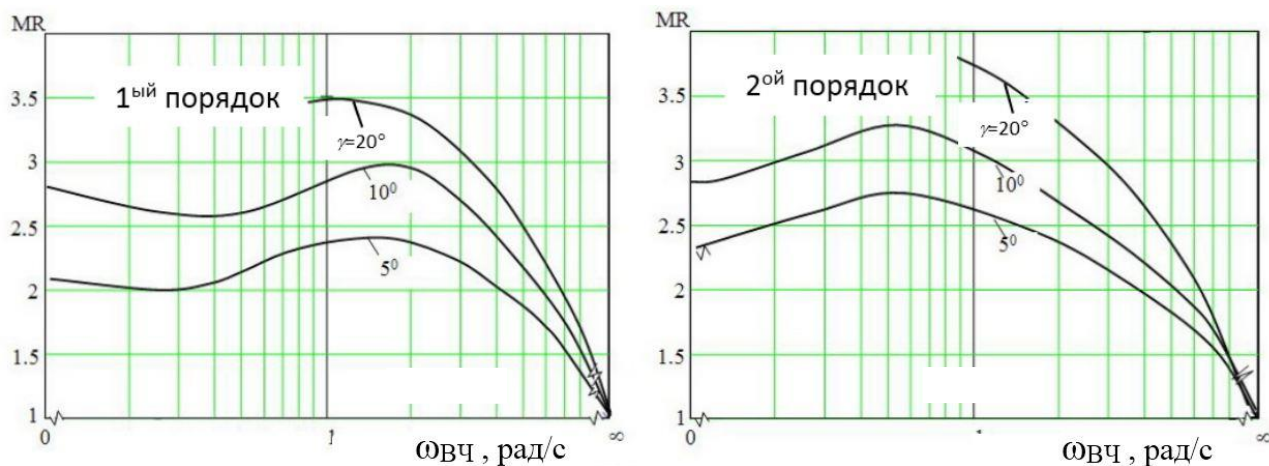


Рисунок 9 – Совокупное влияние ложных боковых перегрузок и сигналов обратного знака на качество воспроизведения движения по крену

Величина ложных сигналов при моделировании сброса перегрузки (Δn_{yoz}) зависит от отношения длительности перегрузки T к времени затухания переходного процесса ВЧ фильтра $t_{зам}$. Как видно из рисунка 10, с увеличением длительности перегрузки T , интенсивность ложных сигналов сначала увеличивается, и при значениях $T \approx 0.4t_{зам}$ для фильтра 2-го порядка и $T \approx 0.17t_{зам}$ для фильтра 3-го порядка достигает максимальных значений, затем незначительно снижается, и при $T \geq t_{зам}$ интенсивность ложных сигналов выходит на установившийся высокий уровень.

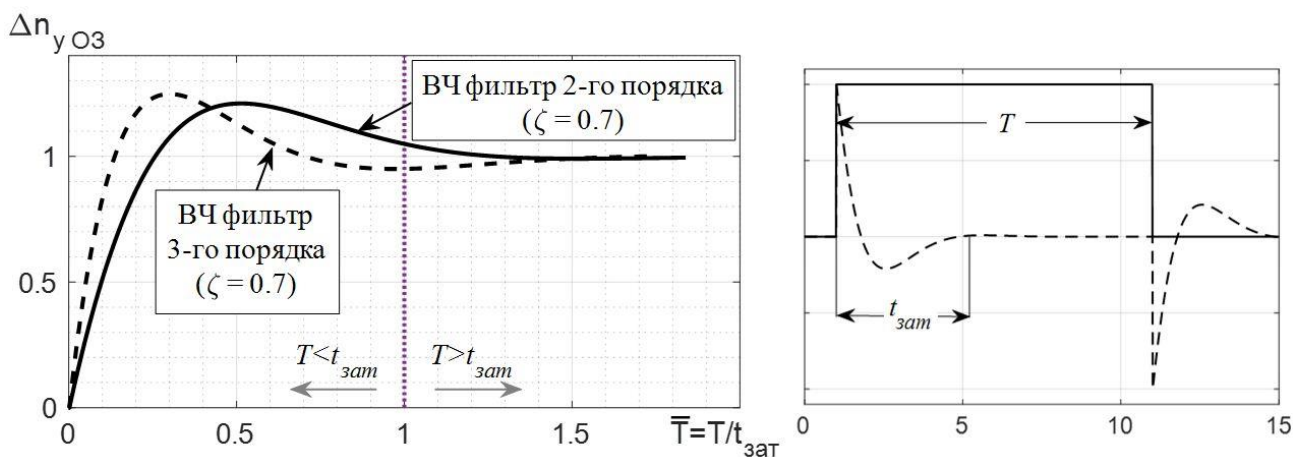


Рисунок 10 – Изменение относительной величины сигнала обратного знака в зависимости от длительности перегрузки

На рисунке 11 графически представлен критерий для оценки качества моделирования маневров длительностью $T > 5$ с и высокочастотного фильтра 3-

го порядка с частотами $\omega_{Вч} > 1$ рад/с для разных величин нормальных перегрузок и разных собственных частот короткопериодического движения ($\omega_0=1$ рад/с, $\omega_0=2$ рад/с). Приведенные экспериментальные данные были получены с двумя летчиками-операторами при выполнении задачи ухода на второй круг.

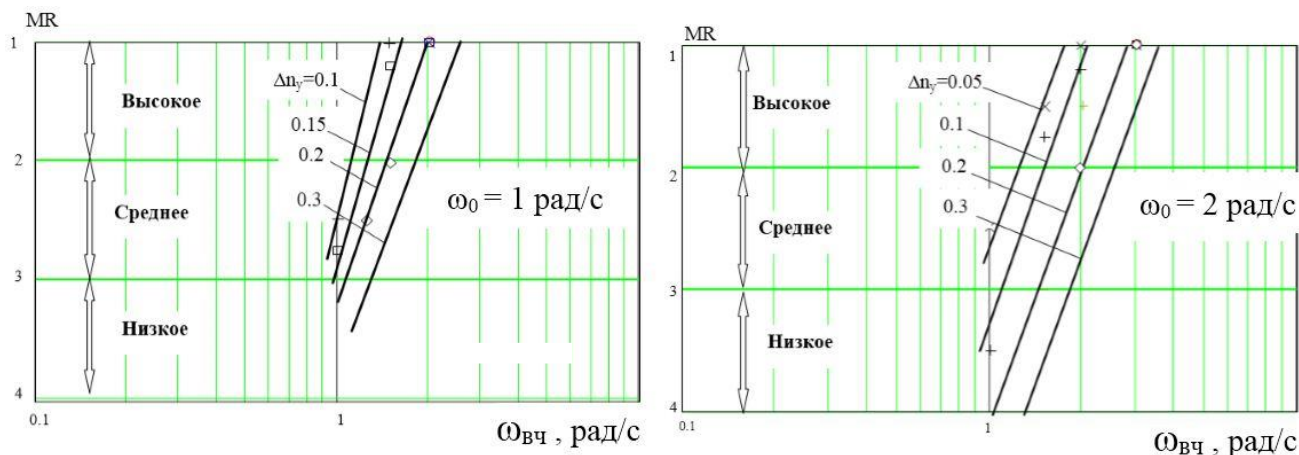


Рисунок 11 – Влияние сигнала обратного знака на качество воспроизведения нормальной перегрузки

Как видно из представленных на рисунке 11 данных, влияние обратных по знаку ложных акселерационных сигналов на качество воспроизведения сброса перегрузки зависит от динамических характеристик самолета и уровня моделируемых перегрузок. С уменьшением частоты короткопериодического движения самолета влияние ложных сигналов на качество моделирования заднего фронта перегрузки ослабляется. Дело в том, что с уменьшением собственных частот короткопериодического движения спектр перегрузок становится более низкочастотным, т.к. самолет не реагирует на высокочастотные компоненты действий летчика. Поэтому для одних и тех же частот среза фильтра уровень воспроизведенных перегрузок и, следовательно, ложных сигналов снижается вместе с уменьшением собственной частоты самолета.

Заключение

Имеющиеся в литературе критерии качества, включая критерий, предлагаемый в ICAO 9625, не могут быть использованы для оценки качества воспроизведения акселерационных сигналов в задачах с большими амплитудами перемещений (развороты, выход на заданную перегрузку, вывод самолета из сложного пространственного положения и т.п.).

На основе подхода, предложенного в ЦАГИ, разработаны критерии качества, основанные на чувствительности летчика к ложным перегрузкам и сигналам обратного знака, позволяющие оценить качество воспроизведения сигналов по крену и нормальной перегрузки, как наиболее важных для летчика акселерационных сигналов при выполнении любых задач БАП.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Sinacori, J.B.* The Determination of Some Requirements for A Helicopter Flight Research Simulation Facility // NASA CR-152066, Sept 1977.
2. *Schroeder, J.A.* Evaluation of Simulation Motion Fidelity Criteria in the Vertical and Directional Axes // Journal of the American Helicopter Society, vol. 41, No. 2, 1996, С. 44-57. DOI: 10.4050/jahs.41.44.
3. Manual of Criteria for Qualification of Flight Simulation Training Devices // 3rd edition, Doc 9625, AN/938, ICAO 2009.
4. *Baarspul M.* Flight Simulation Techniques with Emphasis on The Generation of High-Fidelity 6DOF Motion Cues // Delft University of Technology, Memorandum M-533, Delft, The Netherlands, June 1986. ICAS-86-5.3.3.
5. *Grant P.R., Reid L.D.* Motion Washout Filter Tuning: Rules and Requirements // Journal of Aircraft, Vol. 34, No. 2, 1997. DOI: 10.2514/2.2158.
6. *Zaichik L.E., Yashin Y.P., Desyatnik P.A.* Peculiarities of Motion Cueing for Precision Control Tasks and Maneuvers // ICAS Paper 602, 27th ICAS Congress, Nice, France, 2010.

УДК 629.73

ПЕРСПЕКТИВЫ ЗАМЕНЫ СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ ИНОСТРАННОГО ПРОИЗВОДСТВА НА ОТЕЧЕСТВЕННЫЙ ТУ-214 В АВИАКОМПАНИЯХ РОССИИ

Ачкасова Е. А.
Афанасьева А. В.
Бойко Р. С.

Бойко О. Г., канд. техн. наук

*Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика
М.Ф. Решетнева
(г. Красноярск)*

Аннотация. Актуальность данного исследования обусловлена текущей политической и экономической ситуацией, при которой требуется замена воздушных судов иностранного производства на отечественную технику. Воздушное судно Ту-214 рассмотрено как вариант для замены аналогичных самолетов иностранного производства. Объектом исследования в работе являются характеристики воздушного судна Ту-214. Предметом исследования является конкурентоспособность Ту-214 иностранным воздушным судам того же класса. В работе рассмотрены эксплуатационно-технические характеристики воздушных судов – Ту-214, А-320neo и В-737NG, выполнено их сравнение. Методом экспертных оценок определены проблемы и перспективы использования Ту-214. Выполнен ориентировочный расчет стоимости летного часа для рассмотренных самолетов. Сделаны выводы о готовности авиастроительной отрасли России к массовому выпуску Ту-214. Предложены меры, обеспечивающие перспективы использования самолета Ту-214 в авиакомпаниях России.

Ключевые слова: воздушное судно, лизинг, авиационная промышленность конкурентоспособность, отечественная авиационная техника.

PROSPECTS FOR REPLACING FOREIGN-MADE MEDIUM-RANGE AIRCRAFT WITH DOMESTIC TU-214 IN RUSSIAN AIRLINES

Achkasova E. A.

Afanasyeva A. V.

Boyko R. S.

Boyko O. G., Candidate of Technical Sciences

*Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
(Krasnoyarsk)*

Abstracts. The relevance of this study is determined by the current political and economic situation, which requires the replacement of foreign-made aircraft with domestic aircraft. Tu-214 aircraft is proposed as an option to replace foreign-made aircraft. The object of study in the article is the characteristics of Tu-214. The subject of the study is the competitiveness of the Tu-214 compared to foreign aircraft of the same class. The article discusses the operational and technical characteristics of aircraft - Tu-214, A-320neo and B-737NG, and their comparison. The problems and prospects for using the Tu-214 were identified using the method of expert assessments. An approximate calculation of the cost of a flight hour for these aircraft was performed. Conclusions were drawn about the readiness of the Russian aircraft industry for mass production of the Tu-214. Measures were proposed to ensure prospects for the use of the Tu-214 aircraft in Russian airlines.

Keywords: aircraft, leasing, aviation industry competitiveness, domestic aviation equipment

Введение

Авиация в России всегда являлась отраслью, которая особенно тесно интегрирована в мировой рынок. Более года наши авиакомпании лишены возможности летать за границу, брать в лизинг самолеты семейств Boeing и Airbus, выполнять их техническое обслуживание (ТО), вести сотрудничество с иностранными партнерами и получать актуальную техническую документацию.

В ответ на введение западных санкций Россия оставила у себя взятые в лизинг самолеты. Принятый закон о регистрации иностранных судов в российском реестре позволил эксплуатировать их внутри страны, но закрыл путь во внешний мир.

За минувшее время отрасль частично адаптировалась к новой реальности, парк зарубежных воздушных судов (ВС) продолжает эксплуатироваться внутри страны, найдены возможности для выполнения их технического обслуживания и покупки запасных частей через сторонние государства. В перспективе следующие несколько лет российская авиация будет эксплуатировать иностранный флот, который имеет на сегодняшний день.

Но, уже сегодня остро стоит вопрос о возобновлении отечественного авиапрома и серийном производстве собственных воздушных судов на замену иностранным. В этой связи, в работе рассматривается перспектива использования самолета Ту-214, который производится на Казанском авиазаводе С.П. Горбунова [1].

Для гражданской авиации России 2022 год стал беспрецедентным по масштабу санкций. Приоритетной задачей отрасли стал ускоренный переход на отечественную авиационную технику. В числе основных претендентов рассматривается ВС Ту-214.

В таблице 1 представлены характеристики конкурирующих для Ту-214 типов ВС. Особо следует обратить внимание на наибольший среднечасовой расход топлива у Ту-214 – 3700 кг/ч [2].

Таблица 1 – Характеристики среднемагистральных самолетов

Характеристика ВС	A320 neo	B737-800 NG	Ту-214
Пассажировместимость	164	176	210
Экипаж	2	2	3
Масса пустого ВС, кг	~42 100	41 413	59 000
Макс. взлетная масса, кг	78 000	79 010	110 750
Макс. коммерческий вес, кг	16 600	20 540	25 200
Дальность при макс. комм. загрузке, км	6 850	5 400	6200
Макс. скорость, км/ч	890	876	850
Двигатели	PW1100G-JM	CFM 56-7B27	ПС-90А
Расход топлива при максимальной крейсерской загрузке, кг/ч	2 100	2 480	3 700
Требуемая длина ВПП, м	2 090	2 400	2 500
Цена нового ВС, млн. \$	110,6	106,1	~47

Для построения прогноза, методом экспертных оценок, выполнено исследование мнений специалистов отрасли [3]. В качестве экспертов выступили работники компаний «С 7 ИНЖИНИРИНГ» и «ФГБУ СЛО Россия», которые имеют достаточный опыт работы с отечественными ВС.

Для выполнения исследования были составлены вопросы, таким образом, чтобы эксперт мог дать однозначный ответ «да»/ «нет»:

1. Считаете ли Вы, что ВС отечественного производства Ту-214 является конкурентоспособным на рынке авиаперевозок?

2. Считаете ли Вы, что ВС Ту-214 имеет перспективы массового использования в авиакомпаниях России?

3. Считаете ли Вы, что существует какое-либо другое среднемагистральное ВС российского производства наиболее перспективное и готовое к эксплуатации, как альтернатива иностранным ВС?

4. Как Вы считаете, возможен ли массовый переход авиакомпаний на эксплуатацию ВС Ту-214 на внутреннем рынке?

5. Как Вы считаете, может ли себестоимость технического обслуживания ВС Ту-214 быть ниже по сравнению с ТО иностранных ВС?

6. Как Вы считаете, существует ли возможность решения всех логистических вопросов, а также вопросов импортозамещения, чтобы продолжать длительную эксплуатацию таких ВС, как А-320Neo, В-737NG в современных условиях?

7. Считаете ли Вы ВС Ту-214 достаточно ремонтпригодным в сравнении с иностранными ВС этого же класса?

8. Считаете ли Вы, что существующие центры по ТОиР в РФ, имеют достаточную степень готовности и необходимое оборудование для проведения ТОиР ВС Ту-214?

Результаты обработки мнений показали следующее:

Преобладающее число (83,3%) экспертов ответили положительно на первый и второй вопросы, считая ВС Ту-214 конкурентоспособным и перспективным для массового использования на Российских трассах. Самолет Ту-214 полностью соответствует всем мировым требованиям, имеет высокую степень надежности, достаточно комфортен и способен брать на борт больше пассажиров и груза.

33,4% экспертов, отвечая на третий вопрос, считают, что альтернативного среднемагистрального ВС, готового к эксплуатации, кроме Ту-214, на данный момент в России нет. Остальные упомянули МС-21.

Более половины экспертов считает, что на внутреннем рынке возможен массовый переход на эксплуатацию ВС Ту-214.

Все эксперты, в ответе на пятый опрос, указали на то, что себестоимость технического обслуживания Ту-214 может быть ниже по сравнению с себестоимостью ТО иностранных ВС.

В вопросе решения логистических задач с поставкой расходных материалов и запасных частей для эксплуатирующихся на территории России в настоящее время иностранных ВС мнения разделились поровну. Часть экспертов уверены, что решить эту проблему до конца невозможно. Другая же часть уверяет, что весомая доля вопросов уже решена, с нами активно сотрудничают Китай, Индия, ОАЭ, Узбекистан и другие. Остается проблема экономического характера, так как на все агрегаты и комплектующие изделия поставщики устанавливают большую наценку. Стоимость запасных частей возросла в 3-4 раза, на отдельные изделия до 10 раз. Кроме всего прочего, на сегодняшний день в Российских КБ ведутся работы по проектированию различных фильтров и элементов конструкции крыла, для того чтобы иметь самостоятельное производство этих элементов в России. Перечень химии, используемой в процессе ТО, пересмотрен и импортозамещен Российскими компаниями, не уступая в качестве. Многие части самолета, такие как двигатель и шасси, сегодня могут ремонтироваться у нас. Вопросы полной замены двигателя сейчас находятся в проработке, решается вопрос с отправкой двигателей на ремонт за рубеж. Временно используют часть самолетов, как доноров для перестановки пригодных элементов с самолета на самолет.

Отметим, что 83,3 % экспертов считают самолет Ту-214 достаточно ремонтнопригодным в сравнении с иностранными ВС того же класса.

На восьмой вопрос, о степени готовности центров по ТО и ремонту (ТОиР) в России для принятия и осуществления работ с ВС Ту-214, только 1 эксперт высказался положительно, стоит отметить, что он единственный сегодня занимается техническим обслуживанием данного типа ВС. Остальные эксперты, работая в центре ТОиР, специализирующемся на обслуживании только зарубежной техники, единогласно дали ответ «нет». Они обосновали это тем, что процесс восстановления организаций по ТОиР, их

переоборудование, переобучение персонала, сертифицирование организации на обслуживание данного типа ВС, создание испытательных лабораторий и восстановление (в т.ч. создание) технической документации, достаточно сложный и трудоемкий процесс, что говорит о том, что наши центры по ТОиР не готовы обслуживать Ту-214.

Единогласный отрицательный ответ на последний вопрос о готовности авиационной промышленности выпускать достаточное количество ВС Ту-214 дает понять, что необходимо волевое решение на государственном уровне. Требуются финансовые вложения в развитие отечественного авиастроения.

Далее, для проведения сравнения выполнен ориентировочный расчет себестоимости летного часа рассматриваемых ВС (согласно учебнику А.В. Губенко и др. Экономика воздушного транспорта) по выражениям.

Себестоимость летного часа Слч определялась по формуле:

$$\text{Слч} = \text{Расх}_{\text{пр}} + \text{Расх}_{\text{кос}} \quad (1)$$

где $\text{Расх}_{\text{пр}}$ – прямые расходы; $\text{Расх}_{\text{кос}}$ – косвенные расходы.

В прямые $\text{Расх}_{\text{пр}}$ включены расходы на горюче-смазочные материалы $\text{Расх}_{\text{ГСМ}}$, амортизационные отчисления по плану с оборудованием и двигателями $\text{Расх}_{\text{ам}}$, расходы на техническое обслуживание $\text{Расх}_{\text{ТО}}$, расходы по заработной плате летного состава $\text{Расх}_{\text{ЗП}}$, расходы на социальное страхование $\text{Расх}_{\text{СС}}$, аэропортовые сборы $\text{Расх}_{\text{асб}}$, аэронавигационные сборы $\text{Расх}_{\text{ансб}}$, прочие прямые летные расходы $\text{Расх}_{\text{пп}}$.

В расчете косвенных расходов $\text{Расх}_{\text{кос}}$ учтены наземные расходы в аэропортах и представительствах авиакомпании, расходы по обслуживанию пассажиров, по продаже, оформлению перевозок и реклам, а также накладные и административные расходы. В расчётах принято 40% от прямых расходов.

Результаты ориентировочных расчетов стоимости летного часа приведены в таблице 2.

Таблица 2 – Расчет себестоимости летного часа для сравниваемых типов ВС

Характеристика	Ориентировочная стоимость летного часа, руб.		
	В737-800	A320neo	Ту-214
$\text{Расх}_{\text{ГСМ}}$	178 684	151 305	266 585
$\text{Расх}_{\text{ам}}$	139 624	150 190	60 662
$\text{Расх}_{\text{ТО}}$	639	669	657
$\text{Расх}_{\text{ЗП}}$	1395	1395	1860
$\text{Расх}_{\text{СС}}$	363	363	484
$\text{Расх}_{\text{асб}}$	71 166	67 793	90 458
$\text{Расх}_{\text{ансб}}$	7 890	9 258	9 725
$\text{Расх}_{\text{пп}}$	435 740	415 261	469 170
$\text{Расх}_{\text{кос}}$	174 296	166 104	187 668
Слч	610 036	581 365	656 838
Стоимость на одного пассажира $\text{П}_{\text{Слч}}$	3466	3545	3128

Как видно из результатов расчета, самую большую себестоимость летного часа имеет ВС Ту-214, затем В-737-800 и ниже всех у А-320neo.

Самолет Ту-214 имеет наибольшую себестоимость летного часа по сравнению с зарубежными конкурентами в первую очередь из-за того, что он имеет больший расход топлива. Отечественные двигатели, разработанные в восьмидесятих годах прошлого века ПС-90А, сильно уступают PW1100G-JM и CFM-56-7B27 в своих рабочих показателях. Также у Ту-214 больше взлетная масса, но меньше стоимость, и к тому же он имеет возможность перевозить большее количество пассажиров. Три члена экипажа – командир, второй пилот и бортинженер Ту-214 требуют больше расходов на заработную плату летного состава, в сравнении с экипажами В-737-800 и А-320neo состоящими из двух человек.

Выполненные расчеты и анализ результатов экспертного опроса доказывают перспективность ВС Ту-214 по многим аспектам:

- Ту-214 надежное, безопасное и ремонтпригодное ВС;
- стоимость готового ВС Ту-214 значительно ниже, чем стоимость иностранных ВС;
- ВС Ту-214 способно выполнять полеты большой протяженности, такие как Москва-Владивосток, что является необходимостью для весьма масштабной страны, как Россия;
- возможность перевозить больше пассажиров и грузов;
- обеспеченность запчастями и расходными материалами внутри страны;
- наличие технической поддержки от производителя ВС;
- наличие учебных заведений для подготовки обслуживающего персонала.

Из отрицательных аспектов в работе отмечены такие как:

- высокая стоимость летного часа;
- устаревшие двигатели со значительно большим расходом топлива;
- затраты на содержание трех членов экипажа.

Заключение

В работе показано, что воздушное судно Ту-214 имеет серьезные перспективы массового использования в авиакомпаниях России при выполнении следующих условий:

1. Целевое финансирование на развитие конструкторских бюро, аэропортов и организаций по ТОиР;
2. Нарастивание мощностей авиазаводов по выпуску единиц ВС в год (увеличение штата сотрудников авиазаводов, обеспечение производства необходимого оборудования);
3. Создание новых испытательных лабораторий с современным оборудованием,
4. Подготовка специалистов авиационной отрасли на всех уровнях образования;

5. Целевая разработка автоматизированных систем для управления процессами ТО. Создание электронных платформ для проведения ТО, перевод технической документации в электронный формат;

6. Увеличение производства запасных частей, агрегатов и комплектующих изделий, расходных материалов;

7. Создание современной системы ТОиР для ВС Ту-214.

Учитывая ведущиеся работы по серийному производству ВС МС-21 можно сказать, что эксплуатация Ту-214 будет скорее временной мерой на ближайшие 5-7 лет. Далее, при условии массовой поставки авиакомпаниям МС-21, воздушное судно Ту-214 будет уступать ему с экономической точки зрения ввиду высокого расхода топлива. Но для полетов на дальние расстояния ему конкурентов не будет.

Стоит отметить, что в июне 2023, премьер-министр РФ Михаил Мишустин в ходе рабочей поездки на Казанский авиационный завод, филиал предприятия «Туполев», сообщил что Правительство приняло решение выделить 41,8 млрд руб. на расширение выпуска самолетов Ту-214. Средства будут направлены из Фонда национального благосостояния [4].

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Официальный сайт ПАО «Туполев» URL: <https://www.tupolev.ru/about/> (дата обращения: 30.05.2023)

2. *Затучный А. М.* Самолеты семейства ТУ-204 / ТУ-214 / ТУ-204СМ / А. М. Затучный, В. Г. Ригмант. М.: Полигон-Пресс, 2010. 112 с.

3. *Данелян Т. Я.* Формальные методы экспертных оценок / Т. Я. Данелян // Экономика, статистика и информатика. Вестник УМО. 2015. № 1. С. 183-187. – EDN TQJPJL.

4. Новости РБК // [Электронный ресурс]. – 2023. URL: <https://www.rbc.ru/business/22/06/2023/6494357d9a794795a2fcdd54?ysclid=lmr77d3cui353099038> (дата обращения: 30.05.2023)

УДК 629.73.02

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ПРОЧНОСТНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ КРЫЛА ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

Баранцев С. М., канд. техн. наук

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. Большая часть самолетного парка военно-транспортной авиации ВКС России морально устарела и нуждается в обновлении. В статье рассмотрен вопрос прочностного проектирования крыла самолета по критерию создания равно-напряженного нагружения конструктивных элементов крыла.

Ключевые слова: конструктивные элементы крыла, лонжерон, стрингер, устойчивость, редуцирование.

SOLVING THE PROBLEM OF STRENGTH DESIGN OF THE WING OF A MILITARY TRANSPORT AIRCRAFT

Barantsev S. M., Candidate of Technical Sciences

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. Most of the aircraft fleet of the military transport aviation of the Russian Aerospace Forces is obsolete and needs to be updated. The article considers the issue of strength design of an aircraft wing by the criterion of creating an equally stressed loading of structural elements of the wing.

Keywords: structural elements of the wing, spar, stringer, stability, reduction.

При подготовке авиационных специалистов технических вузов на старших курсах обучения выполняются курсовые и дипломные работы по определению проектных параметров планера летательного аппарата и его элементов. Требования к проектированию основаны на методах строительной механики и заключаются в решении задачи по созданию такой конструкции летательного аппарата, которая при минимальном весе в состоянии воспринимать эксплуатационные нагрузки, не разрушаясь и сохраняя первоначально заданные размеры и форму. Проектирование заключается в выполнении совокупности расчётов на прочность, жёсткость и устойчивость, обеспечивающих сопротивляемость конструкции внешним воздействиям, а также предотвращающих элементы конструкции от недопустимо больших перемещений под действием нагрузок.

Одним из основных агрегатов летательного аппарата является крыло. Стремление конструкторов увеличить прочность и уменьшить массу крыла самолета становится одной из первоочередных задач при проектировании летательного аппарата. На этапе эскизного проектирования производится определение облика летательного аппарата и по ограниченному набору исходных данных определение его проектных параметров, типа двигателей, его аэродинамической и весовой компоновки, конструкции агрегатов и величины нагрузок, действующих на составные части самолета. Поскольку в настоящее время сокращаются сроки проектирования и ужесточаются требования к его качеству, постановка и решение данной задачи является актуальным.

Цель выполненной работы – создание алгоритма проектирования крыла самолета в соответствии с критерием равно-напряженных условий нагружения его конструктивных элементов.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- определить конструктивно-силовую схему крыла;
- сформировать исходные данные, определяющие его геометрические параметры;
- определить нагрузки, действующие на крыло и построить эпюры;

– выполнить приведение крыла к коробчатому сечению и осуществить прочностной расчет верхней панели на устойчивость, а нижней на прочность методом редуционных коэффициентов;

– разработать алгоритм, позволяющий выполнить анализ результатов и на его основе произвести поиск оптимальных геометрических размеров конструктивных элементов: поясов лонжеронов, стрингеров и толщины обшивки.

Большая часть самолетного парка военно-транспортной авиации ВКС России была построена во времена СССР или в 1990-е годы и морально устарела. Она нуждается в обновлении, причем выполненном в короткие сроки. Этап проектирования самолета является очень ответственным, так как ошибка в прогнозировании его характеристик приводит к моральному старению только что созданного образца (согласно: Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К., Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.).

Конструктивно крыло представляет собой тонкостенную оболочку, подкрепленную каркасом из поясов лонжеронов, стенок и стрингеров (продольный набор) и нервюр (поперечный набор) (согласно: Конструкция и прочность летательных аппаратов; Учебник для вузов ВВС. О.В. Болховитинов и др. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. – 678 с.)

Для проектируемого самолета была выбрана двухлонжеронная конструктивно-силовая схема крыла [1]. Пример данного крыла представлен на рисунке 1.

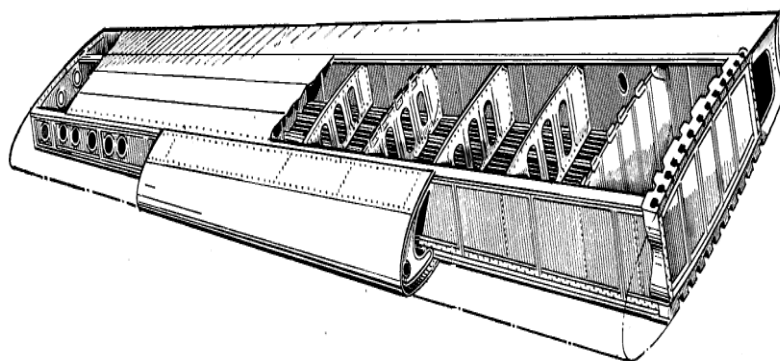


Рисунок 1 – Двухлонжеронное крыло

В качестве основного критерия проектирования будем использовать критерий создания равно-напряженного нагружения конструктивных элементов крыла.

Для определения нагрузки, действующей на крыло, необходимы эпюры поперечных сил и изгибающих моментов по всем сечениям крыла. Полученная информация необходима для выполнения расчета крыла на прочность и устойчивость[2].

Разработанный алгоритм представлен на рисунке 2. Для решения данной локальной задачи были использованы возможности табличного редактора Microsoft Excel.

Данный алгоритм позволяет на этапе проектирования, зная нагрузки, которые будут действовать на крыло, определить материалы и геометрические характеристики конструктивно силовой схемы крыла.

Расчеты были произведены по формулам, представленным ниже.

$$q_{\Sigma}(z) = q_a(z) - q_m(z) = \frac{Y_{KР} - G_{KР}}{S_{KР}} \cdot b(z) \quad (1)$$

Нагрузку определяем по формуле трапеций. При этом на консоли крыла выделяют N характерных сечений с постоянным шагом Δ , где текущее значение $n=0, 1, \dots, N$ (0 – свободный конец консоли, N – заделка),

$$\Delta = \frac{1}{2} \frac{L_{KР} - d_{\phi}}{N} \quad (2)$$

Тогда поперечная сила Q_q^n и изгибающий момент M_q^n в текущем сечении n определяются так

$$Q_q^n = \Delta \cdot \left[(q_0 + q_1 + q_2 + \dots + q_n) - \frac{q_0}{2} - \frac{q_n}{2} \right]; \quad (3)$$

$$M_q^n = \Delta \cdot \left[(Q_0 + Q_1 + Q_2 + \dots + Q_n) - \frac{Q_0}{2} - \frac{Q_n}{2} \right] \quad (4)$$

На участках крыла $\frac{L_{KР} - d_{\phi}}{2} \geq z_n \geq z_2$ при построении эпюр Q и M необходимо учесть наличие сосредоточенных сил тяжести двигателей [3,4].

Далее определим редуцированную площадь верхней и нижней панелей расчетного сечения $F_{ред}$. Для крыла редуцирование проводится по отношению к поясам лонжеронов:

$$F_{ред} = \frac{N}{K \sigma_{нл.разр}} \quad (5)$$

Где $\sigma_{нл.разр} = \sigma_{нл.в}$;

$K=1$ в области сжатия;

$K=0.9$ в области растяжения (учитывается ослабление отверстиями под заклепки).

Вычисленные значения изгибающего момента, возникающего в сечениях крыла, сведены в таблицу 1.

Таблица 1 – Значение моментов в сечениях крыла

Сечение	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
M , кН·м	0	5,4	15,6	32,1	56,5	90,5	135,7	193,9	212,4	267,1

При построении эпюры M необходимо учесть наличие сосредоточенной силы тяжести от двигателя в сечении $z_1 = 12,64$ м. Распределение изгибающего момента по консоли крыла приведено на рисунке 3.



Рисунок 2 – Блок-схема проектирования крыла

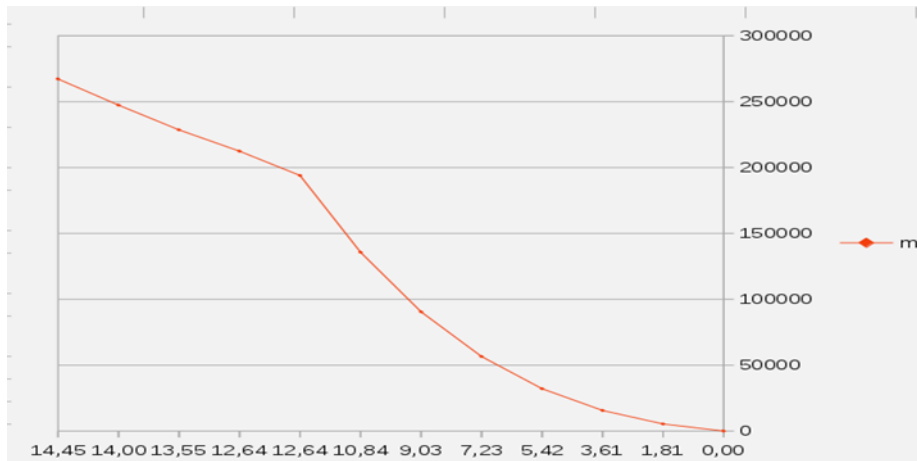


Рисунок 3 – Эюра M для крыла

Определяем площадь поясов лонжеронов $F_{н.л}$ и редуцированную площадь стрингеров и обшивки $f_{ред}$, как:

$$F_{н.л} = \xi \cdot F_{ред}; \quad f_{ред} = (1 - \xi) \cdot F_{ред} \quad (6)$$

$$f^{c(p)} = f_{стр}^{c(p)} \cdot n_{стр} + \varphi_{обш}^{c(p)} \cdot B \cdot \delta_{обш}^{c(p)}, \quad (7)$$

где: $\delta_{обш}^{c(p)}$ – толщина обшивки; B – ширина расчетного сечения;

$f_{стр}^{c(p)}$, $n_{стр}$ – площадь сечения одного стрингера и количество стрингеров.

Для первого приближения толщину обшивки находим из условия:

$$f_{обш}^{c(p)} = B \cdot \delta_{обш}^{c(p)} = \zeta^{c(p)} \cdot f^{c(p)}, \quad (8)$$

где $\zeta^c = 0,5 \dots 0,55$ – в области сжатия; $\zeta^p = 0,6 \dots$ – в области растяжения.

Зная $\delta_{обш}$ и шаг стрингеров b , находим:

$$f_{стр}^{c(p)} = \frac{f^{c(p)} - B \cdot \delta_{обш}^{c(p)} \cdot \varphi_{обш}^{c(p)}}{n_{стр}}; \quad (9)$$

где $\varphi_{обш}^{c(p)}$ – редуцированный коэффициент обшивки по отношению к стрингеру:

$\varphi_{обш}^p = (0,7 \dots 1)$ – в области растяжения;

$\varphi_{обш}^c = 1,9 \frac{\delta_{обш}^c}{b} \sqrt{\frac{E_{стр}}{\sigma_{кр}}}$ – в области сжатия (согласно модели Кармана).

Оптимизация выполняется по следующим направлениям (таблица 2):

1. Изменению числа конструктивных элементов;
2. Изменению геометрических размеров конструктивных элементов;
3. Замене материала конструктивных элементов крыла.

Таблица 2 – Расчетные значения геометрических параметров элементов крыла

Лонжероны		Стрингеры и обшивка	
Сталь — 30ХГСН2А, $\sigma_e = 1750$ МПа, $E = 1,9 \cdot 10^{11}$ Па		Дюраль — Д16Т, $\sigma_e = 480$ МПа, $E = 0,69 \cdot 10^{11}$ Па, $n = 9$	
$\sigma_{нл}$	1710 МПа	$\sigma_{стр(кр)}$	466,23 МПа
$F_{нл(c)}$	$1,8 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$	$f_{обш(p)}$	$3 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$
$F_{нл(p)}$	$2 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$	$f_{обш(c)}$	$1,8 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$
δ_{1p}	$4,3 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$\delta_{обш(p)}$	$1,5 \cdot 10^{-4} \text{ м}$
b_{1p}	$87,4 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$\delta_{обш(c)}$	$9,7 \cdot 10^{-5} \text{ м}$
δ_{2p}	$3,7 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$f_{стр(p)}$	$2,9 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$
b_{2p}	$75,7 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$f_{стр(c)}$	$4,1 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$
δ_{1c}	$4,2 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$\delta_{стр}$	$7,75 \cdot 10^{-3} \text{ м}$
b_{1c}	$84 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$b_{стр}$	$6 \cdot 10^{-2} \text{ м}$
Уменьшаем геометрию лонжеронов и стрингеров			
$\sigma_{нл}$	1710 МПа	$\sigma_{стр(кр)}$	466,23 МПа
$F_{нл(c)}$	$1,4 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2 \text{ м}^2$	$f_{обш(p)}$	$2,4 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$
$F_{нл(p)}$	$1,87 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$	$f_{обш(c)}$	$1,5 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$
δ_{1p}	$3,8 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$\delta_{обш(p)}$	$2,1 \cdot 10^{-4} \text{ м}$
b_{1p}	$77,6 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$\delta_{обш(c)}$	$1,3 \cdot 10^{-5} \text{ м}$
δ_{2p}	$3,47 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$f_{стр(p)}$	$4,2 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$
b_{2p}	$69,4 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$f_{стр(c)}$	$5,9 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$
δ_{1c}	$3,72 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$\delta_{стр}$	$7,75 \cdot 10^{-3} \text{ м}$
b_{1c}	$74,4 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$b_{стр}$	$6 \cdot 10^{-2} \text{ м}$
Замена материала лонжеронов, стрингеров и обшивки			
Сталь — ВНС2, $\sigma_e = 1400$ МПа, $E = 1,9 \cdot 10^{11}$ Па		Дюраль — Д1Т, $\sigma_e = 420$ МПа, $E = 0,72 \cdot 10^{11}$ Па, $n = 9$	
$\sigma_{нл}$	1368,08 МПа	$\sigma_{стр(кр)}$	410,62 МПа
$F_{нл(c)}$	$2,3 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$	$f_{обш(p)}$	$3,76 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$
$F_{нл(p)}$	$2,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$	$f_{обш(c)}$	$2,3 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$
δ_{1p}	$4,6 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$\delta_{обш(p)}$	$3,3 \cdot 10^{-4} \text{ м}$
b_{1p}	$103,3 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$\delta_{обш(c)}$	$2 \cdot 10^{-4} \text{ м}$
δ_{2p}	$4 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$f_{стр(p)}$	$6,52 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$
b_{2p}	$89,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$f_{стр(c)}$	$9,12 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$
δ_{1c}	$4,4 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$\delta_{стр}$	$3 \cdot 10^{-2} \text{ м}$
b_{1c}	$99,2 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$b_{стр}$	$3,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$
Уменьшаем количество стрингеров до $n = 5$			
$\sigma_{нл}$	1710 МПа	$\sigma_{стр(кр)}$	466,23 МПа
$F_{нл(c)}$	$1,8 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$	$f_{обш(p)}$	$3 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$
$F_{нл(p)}$	$2 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$	$f_{обш(c)}$	$1,8 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$
δ_{1p}	$4,3 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$\delta_{обш(p)}$	$2,6 \cdot 10^{-4} \text{ м}$
b_{1p}	$87,4 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$\delta_{обш(c)}$	$1,6 \cdot 10^{-5} \text{ м}$
δ_{2p}	$3,7 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$f_{стр(p)}$	$5,2 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$
b_{2p}	$75,7 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$f_{стр(c)}$	$7,3 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$
δ_{1c}	$4,2 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$\delta_{стр}$	$7,75 \cdot 10^{-3} \text{ м}$
b_{1c}	$84 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$b_{стр}$	$6 \cdot 10^{-2} \text{ м}$

Анализ таблицы позволяет определить оптимальный вариант в прочностном и экономическом плане для подбора конструктивных элементов крыла [5]. Полученные данные о размерах и материале конструктивных элементов крыла позволяют осуществить определение напряжений или решить обратную задачу по определению несущей способности крыла при заданной геометрии. Выполненные расчеты позволили обоснованно назначить проектные параметры крыла.

Заключение

В рамках проведенной работы разработан алгоритм и осуществлена его программная реализация для выполнения прочностного и жесткостного расчетов одной из конструктивно-силовых схем крыла, позволяющие на этапе эскизного проектирования выполнить оптимизационный поиск материала и геометрических параметров конструктивных элементов крыла. Полученные программные средства полезны обучающимся при выполнении курсовых работ и дипломного проекта. Выполняемая оптимизация позволяет произвести не только определение прочностных и жесткостных характеристик крыла, но и сократить сроки и стоимость эскизного проектирования.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Глотов А. И.* Алгоритм расчета поперечных сил и изгибающих моментов стреловидного крыла / А. И. Глотов, Я. О. Сопин, С. М. Баранцев // Сборник докладов 7-й Международной научно-практической конференции «Актуальные вопросы науки и техники в сфере развития авиации». «Военная академия Республики Беларусь» 18–19 мая 2017 г. 281 с. С. 12.
2. *Черных С. А.* Использование алгоритма прочностного проектирования для конструктивно-силовой компоновки крыла / С. А. Черных, П. П. Астахов, С. М. Баранцев // Тезисы докладов Международной научно-практической конференции авиационного факультета учреждения образования «Военная академия Республики Беларусь» 18–19 мая 2018 г. С 18.
3. *Роменский Е. А.* Определение расчетных параметров при проектировании крыла транспортного самолета В книге: Гагаринские чтения – 2019. Сборник тезисов докладов XLV Международной молодежной научной конференции. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). 2019. С. 571. – EDN: QBSGTR
4. *Бартенев М. Е.* Проектирование верхней и нижней панелей крыла самолета на основе прочностного анализа / М. Е. Бартенев, М. В. Богданов // В книге: XLVII Гагаринские чтения 2021. Сборник тезисов работ XLVII Международной молодежной научной конференции. Москва, 2021. С. 28-29. – EDN: NIDONQ
5. *Баранцев С. М.* Проектирование узлов и агрегатов транспортного самолета на основе прочностных расчетов Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж) Перспективы развития авиационных комплексов государственной авиации и их силовых установок [текст]: в 2 т. Т. 2. / С. М. Баранцев, С. В. Ульшин // Сб. науч. ст. по материалам VII Международной науч.-практ. конф. «Академические Жуковские чтения» (20–21 ноября 2019 г.). Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2019. 291 с. С. 5-8.

УДК 519.711.3

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ РЕМОНТА ПАНЕЛЕЙ КРЫЛА

Бокорев Ю. Ю.
Верещагин М. А.

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. В статье рассмотрены различные виды ремонта панелей крыла воздушного судна. В работе приведен краткий обзор оптимальных методов ремонта панелей крыла воздушного судна. Рассмотрены преимущества комбинированного метода ремонта панелей крыла воздушного судна.

Ключевые слова: воздушное судно, ремонт, клеезаклепочное соединение, внебазовый аэродром.

CHOOSING THE OPTIMAL TECHNOLOGIES FOR REPAIRING WING PANELS

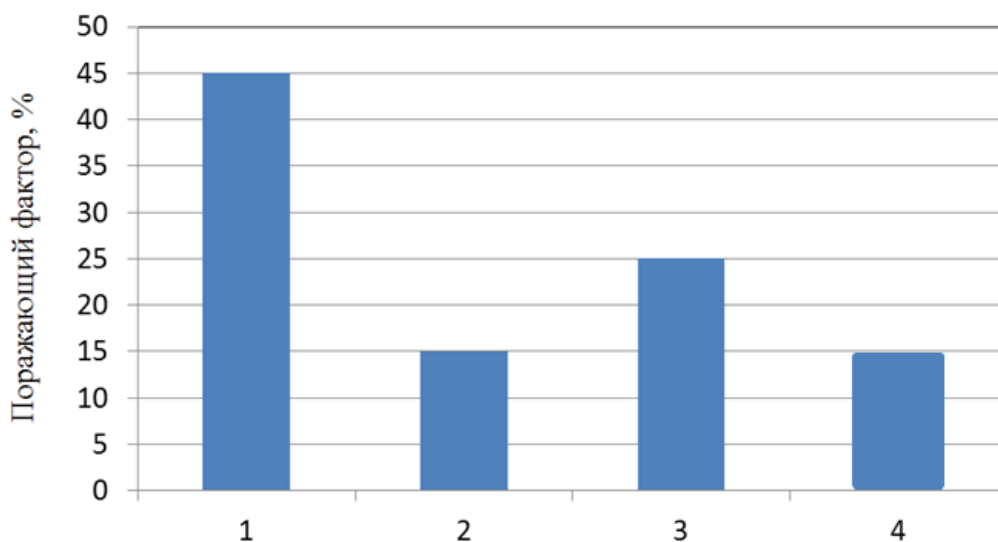
Bokarev Yu. Yu.
Vereshchagin M. A.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after
Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. The article discusses various types of repair of aircraft wing panels. The paper provides a brief overview of the optimal methods of repairing aircraft wing panels. The advantages of the combined method of repairing aircraft wing panels are considered.

Keywords: aircraft, repair, glue-rivet connection, off-base airfield.

В настоящее время продолжительность полета воздушного судна после получения им повреждений характеризуется живучестью его конструкции. При воздействии боевых средств на воздушное судно кроме обшивки повреждается и силовой набор. Характер эксплуатационных и боевых повреждений обшивки и силовых элементов планера зависит от конструктивно-технологических особенностей поврежденного узла: общей компоновки, материала, запаса прочности и особенностей эксплуатационного и поражающего воздействия средств поражения (осколков, снарядов, ракет, ударной волны). Анализ повреждений от поражающих факторов воздушного судна, воздействующих по конструкции планера, представлен на рисунке 1 [1].



1 – осколочное действие; 2 – фугасное действие; 3 – ударное или пробивное действие; 4 – зажигательное действие

Рисунок 1 – Поражающие факторы, воздействующие по конструкции планера воздушного судна, *Источник: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=47347015>*

Как видно из рисунка 1, самым распространенным поражающим фактором средств поражения по конструкции планера воздушного судна является осколочное действие. В процессе эксплуатации обшивка воздушного судна подвергается различного рода повреждениям: царапины, трещины, ослабление заклепок, вмятины, а также боевые повреждения. Для обеспечения требуемой прочности металлических клепаных конструкций необходима постановка заклепок с небольшим шагом, а также применение многорядных швов [2]. Это вызывает большой расход заклепок, снижает производительность процесса, утяжеляет конструкцию и ослабляет сечение склепываемых элементов большим количеством отверстий.

В конструкции воздушного судна широко применяются высокопрочные алюминиевые сплавы, механические свойства которых повышаются термической обработкой. Вследствие специфических особенностей высокопрочных алюминиевых сплавов, а также потому, что узлы и агрегаты воздушного судна представляют весьма сложные и высоконагруженные конструкции, другие методы получения неразъемных соединений, как, например, различные виды сварки, пайки и склеивания металлов, пока не позволяют получить полноценного с точки зрения требований прочности соединения элементов конструкции воздушного судна. Так, применяемая для получения неразъемных соединений ацетиленокислородная или электродуговая сварка вызывает целый ряд затруднений.

При сварке деталей из алюминиевых сплавов, прошедших перед сборкой соответствующую термическую обработку, происходит значительное снижение прочности материала детали в зоне сварного шва, достигающего 50 % прочности основного материала, не подверженного действию сварочного тепла, а структура материала в месте сварки получается с низко коррозионной

устойчивостью. При использовании для соединений деталей ацетиленокислородной сварки в зоне сварного шва часто возникают коробление материала и трещины.

Исследования показали полную непригодность при ремонте обшивки воздушного судна пайки твердыми припоями, так как вследствие высокого температурного режима, при котором ведется пайка, теряется первоначальная прочность обшивки из-за отжига и сильного деформирования ее на значительной площади ремонтируемого агрегата.

Пайка алюминиевых сплавов мягкими припоями происходит при сравнительно низких температурах и поэтому более перспективна в смысле применения ее при ремонте воздушного судна [3]. Однако сами мягкие припои, как правило, обладают низкой коррозионной стойкостью, и образуемый с их помощью паяный шов с течением времени быстро теряет прочность. Поэтому решение вопроса о возможности применения мягких припоев требует изыскания коррозионно-устойчивых припоев и тщательного исследования паянных ими соединений.

При применении заклёпочного соединения возникает сложность в герметизации [4]. С надлежащим учетом высокотехнологического проведения заклёпочного соединения не исключено нарушения герметичности, что способствует утечке воздуха и жидкости. Нарушение герметичности в заклёпочном шве чаще всего происходит из-за присущей клепаным соединениям склонности к выпучиванию склепанных листов под нагрузкой. Заклёпочные швы в конструкции по работоспособности при разных нагрузках, а также по экономичности уступают клеевым и сварным (таблица 1) [5, 6].

Таблица 1 – Конструктивно однотипные стальные двутавровые балки при нагрузках

Элементы балок	Клепаная	Сварная	Клеевая
Размеры в мм:			
– стенки	2×100	3×100	2×100
– горизонтальных листов (полок)	4,5×50	5×50	3×50
– уголков	25×25×1,5	-	25×25×1,5
Момент сопротивления в $см^3$	30	30	30
Сечение в $см^2$	9,5	8	8
Прогиб в мм (при статической нагрузке 1500 кг; длина пролета балки 800 мм)	2,24	1,85	1,98
Предел выносливости при изгибе в $кг/мм^2$ (на базе 10^6 циклов)	4,5	5,5	10

В полости клепаного соединения деталей из алюминиевых, магниевых сплавов, не имеющих защитных покрытий, возможно образование электрохимической коррозии от капиллярной влаги, проникшей в нахлестку.

При современном уровне развития техники клепка, в связи с присутствующими

ей недостатками, не может полностью удовлетворять эксплуатационно-техническим требованиям. Поэтому в авиационной технике стал применяться более совершенный вид неразъемного соединения деталей из клеезаклепочных соединений. Эта операция совмещает несколько технологических процессов, холодной клепки с использованием клея, что в результате дает преимущества клепки и склеивания и исключаются многие важные недостатки.

Процесс получения данных соединений по своим свойствам и технологическому процессу во многом отличаются в лучшую сторону от обычных заклепочных и клеевых соединений. У данных соединений большая прочность при статических нагрузках (таблица 2, 3), и при вибрационных (рисунок 2). В свою очередь клеезаклепочное соединение обладает хорошей герметичностью, обладает меньшим весом (по сравнению с клепаными) и менее горюч (по сравнению с клеевыми).

Таблица 2 – Разрушающая нагрузка в $\kappa\Gamma$ при срезе-сдвиге нахлесточных соединений сплава АМг6*

Сочетание толщин в мм	Соединение				
	Клепаные	Винтовые	Клеезаклепочные	Клеевинтовые	Клеесварные
<i>Клей ЭПЦ</i>					
1+1	255	335	475	560	530
1,5+1,5	330	500	650	725	850
2+2	510	675	700	875	1040
1+2	260	335	480	560	560
<i>Каучуковый клей</i>					
1+1	255	335	490	570	-
1,5+1,5	380	500	660	740	-
2+2	510	675	765	880	-
1+2	260	335	500	565	-
*Величина нахлестки 25x25 мм. Диаметр заклепок из сплава Д18Т и винтов из стали 2,5-4мм					

Таблица 3 – Разрушающая нагрузка Р при срезе-сдвиге образцов из стеклотекстолита (1,5-1-1,5 мм), выполненных внахлестку на клее ВК-9

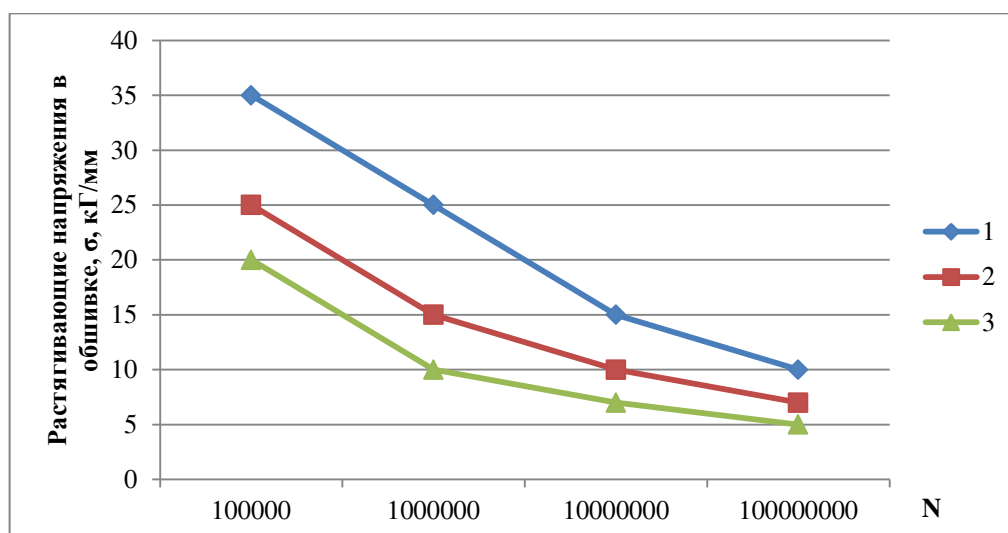
Соединение	Режим склеивания	Р в $\kappa\Gamma$
Клеезаклепочное	Выдержка соединения до клепки в течение 2 ч без давления	1164 ±80
	Выдержка соединения до клепки при контактном давлении в течение 24 ч	1063±115
Клеевое	Выдержка соединения при контактном давлении в течение 24 ч	1084 ±112

В процессе эксплуатации на клеезаклепочные соединения действуют различные нагрузки, но в связи с тем, что между ремонтируемыми деталями

находится клей, который плотно соединяет по всей площади ремонтируемые детали и тем самым воспринимает большую часть напряжений, при этом разгружая заклепки и способствуя улучшению их работоспособности.

Уменьшение напряжения у границ заклепки повышает прочность соединения. Поэтому перераспределение напряжений необходимо особенно при циклических нагрузках (рисунок 2). Благодаря повышению работоспособности заклепок их количество может быть заметно уменьшено в клеезаклепочном шве, что соответственно приводит к снижению веса конструкции и к уменьшению трудоемкости изготовления изделия. Прослойка из клея устойчива к химическому воздействию, при заполнении зазоров в соединении, хорошо защищает внутренние поверхности соединяемых деталей от воздействия коррозии и становится герметичным.

Для обеспечения герметичности клеезаклепочных соединений предлагается использовать шайбы. Эти шайбы изготавливаются из тонких клеевых пленок с толщиной до 0,1 мм. Также вместо клеевых шайб под закладные головки заклепок можно наносить клей тонким слоем.



1 – обшивка из алюминиевого сплава; 2 – клеезаклепочное соединение;
3 – заклепочное соединение с тремя или более рядами заклепок

Рисунок 2 – Прочность клеезаклепочных соединений при вибрационных нагрузках

Клеезаклепочное соединение в процессе эксплуатации воздушного судна обеспечивает более длительную работоспособность отремонтированного изделия, а также улучшает работу клеевого шва в случаях неравномерного отрыва. Применение клеезаклепочного соединения позволяет значительно упростить процесс изготовления при склепывании длинных конструктивных элементов тонколистовой обшивки, даже при очень труднодоступных местах. Склейка тонкой обшивки позволяет просверливать отверстия без дефектов, при этом не применяется струбцин, и других сложных фиксирующих приспособлений. В клеезаклепочном соединении заклепки являются не только

основными силовыми элементами, но и выполняют роль (при необходимости) опрессовки клея в процессе ее отверждения. Данные соединения очень эффективны при ремонте не только металлических конструкций, но и конструкций, изготовленных из неметаллических элементов, а также при соединении металлов с неметаллическими материалами.

При проведении экспериментов весьма сложно обеспечить хорошее соединение деталей, состоящих из неметаллических материалов с использованием только клепки, сложность заключается в большой разнице модулей упругости материала, из которого изготовлены заклепки, и сопрягаемого материала. Неметаллические материалы сминаются внутри отверстий и под головками заклепки, поэтому может быть дефект заклепочного соединения. Для соединения деталей из неметаллических материалов предлагается использовать клей перед клепкой, особенно при постановке заклепок в краевых зонах нахлестки клеевых соединений.

В отличие от клеевых и клепаных, клеезаклепочные соединения деталей из неметаллических материалов обладают более высокой прочностью при работе как на срез-сдвиг (таблица 3), так и на равномерный и неравномерный отрыв, причем прочностные показатели соединений существенно зависят от режима склеивания. Из анализа научных исследований по вопросам боевой повреждаемости и ремонта становится ясно, что в процессе восстановления планера задаются жесткие граничные условия по массе и уровню прочности отремонтированной конструкции. При этом усложняются технологические процессы, оборудование, оснастка, растет время ремонта, повышаются требования к квалификации исполнителя. Боевые действия вносят существенные коррективы в структуру и методы ремонта. При ведении боевых действий фактические трудозатраты на ремонт боевой техники вне базового аэродрома, как правило, существенно превышают трудозатраты на те же виды ремонта при выполнении их на аэродромах постоянного базирования.

С другой стороны, одним из решающих требований при войсковом ремонте в условиях ведения боевых действий является обеспечение необходимой прочности и надежности ремонтного соединения при минимальной трудоемкости.

При анализе технологических процессов восстановления элементов конструкций, назначенных в руководствах по ремонту воздушного судна с боевыми повреждениями, можно выделить ряд присущих им недостатков:

- не учитывается, что способы, объемы и время ремонта в значительной степени зависят от формы, размеров и местоположения повреждения;
- действующее в элементах конструкций напряжённо-деформированное состояние не рассматривается;
- не определяются остаточная прочность и живучесть отремонтированной конструкции;
- не внедряются экспериментальные разработки технологических процессов и оборудования восстановления поврежденных конструкций.

В рассмотренных случаях ремонта были разобраны наиболее характерные виды повреждений обшивки воздушного судна, которые встречаются вне базового

аэродрома. Одним из путей сокращения времени ремонта воздушного судна в условиях вне базового аэродрома является использование заранее подготовленных ремонтных накладок, которое снижает общее время устранения повреждения.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Обоснование мероприятий по повышению уровня боевой живучести летательного аппарата / А. В. Переславцев, Н. В. Рогов, Д. Н. Жертиев, О. М. Холодов // Актуальные вопросы совершенствования инженерных систем обеспечения пожарной безопасности объектов. Иваново: Ивановская пожарно-спасательная академия ГПС МЧС России. 2020. С. 314-319. EDN CLOOVN.
2. Клеемеханические соединения в технике: монография / под общ. ред. В. Н. Шавырин, Н. Х. Андреев, А. А. Ицкович. Москва, 2008. 188-190 с.
3. *Астахов П. А.* Клеи и компаунды на основе модифицированных эпоксидных смол / П. А. Астахов, Л. И. Войтенко // Клеи. Герметики. Технологии. 2005. №2. С. 12-15. EDN KGLTKX.
4. *Петров А. П.* Клеи и герметики для авиастроения / А. П. Петров, Н. Ф. Лукина, А. А. Донской. ВИАМ. 2007. №7. С. 10-12. EDN JWYHMF.
5. *Сенченя Н. Г.* Цианакрилатные клеи // Клеи. Герметики. Технологии. 2005. № 6. С. 10-12. EDN KGLUEX.
6. Конструкционные и термостойкие клеи / Н. Ф. Лукина, Л. А. Дементьева, А. П. Петрова, А. А. Сереженков // Авиационные материалы и технологии. 2012. № 8. С. 328-335. EDN PFTNKH.

УДК 53.072.001.57

К ВОПРОСУ О БАЛАНСИРОВКЕ САМОЛЕТА ПРИ ИМИТАЦИОННОМ МОДЕЛИРОВАНИИ РАЗЛИЧНЫХ ЗАДАЧ ПИЛОТИРОВАНИЯ

Верещиков Д. В., канд. техн. наук
Дворников В. В.
Разуваев Д. В.

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. В статье рассмотрен один из возможных подходов к решению задачи имитационного моделирования динамики полета самолетов при решении различных целевых задач пилотирования, требующих сбалансированного по силам и моментам исходного состояния. Задача актуальна для случая применения компьютерных моделей, созданных в программно-моделирующем комплексе Matlab&Simulink. Такие модели требуют определения и «заморозки» значений всех своих внутренних переменных на соответствующем изучаемой задаче пилотирования начальном этапе моделирования. Предложенный подход основан на применении известных в теории управления PID-регуляторов.

Ключевые слова: самолет, моделирование, пилотажный стенд, балансировка, регулятор.

ON THE ISSUE OF BALANCING THE AIRCRAFT DURING SIMULATION MODELING OF VARIOUS PILOTING TASKS

Vereshchikov D. V., Candidate of Technical Sciences
Dvornikov V. V.
Razuvaev D. V.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after
Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. The article considers one of the possible approaches to solving the problem of simulation modeling of aircraft flight dynamics when solving various piloting objectives that require a balanced initial state in terms of forces and moments. The problem is relevant for the case of using computer models created in the software modeling complex Matlab & Simulink. Such models require the determination and "freezing" of the values of all their internal variables at the initial stage of modeling corresponding to the studied piloting task. The proposed approach is based on the use of PID controllers known in control theory.

Keywords: airplane, simulation, aerobatic stand, balancing, regulator.

При решении многих задач в области динамики полета появляется необходимость сбалансировать самолет в продольном канале с конкретной массой, центровкой, положением механизации и шасси в горизонтальном полете на заданных высоте и скорости (числе М) для последующих дач или импульсов командными рычагами управления (рулевыми поверхностями), для выполнения разгонов, торможений или иных задач пилотирования [1]. Балансировка может осуществляться путем полунатурного моделирования динамики самолета на пилотажном стенде или путем моделирования на ЭВМ [2].

При наличии пилотажного стенда с имитаторами командных рычагов управления в эксперименте участвует летчик (оператор), реализующий соответствующие управляющие воздействия. Преимуществом такого варианта является то, что удается натурно реализовать трудно поддающиеся моделированию операторские действия летчика, а, следовательно, результат эксперимента становится достоверным по крайней мере с точки зрения управляющих воздействий. Недостатком полунатурного моделирования является то, что каждая реализация одной и той же задачи управления будет отличаться от предыдущих. Даже один и тот же летчик (оператор) не способен многократно сбалансировать самолет абсолютно одинаково [3]. На его действия оказывает влияние большое количество факторов, имеющих случайный характер. Таким образом, нет гарантии того, что каждая конкретная реализация позволит получить необходимую для дальнейшего анализа реакцию самолета. Для получения статистически достоверного результата моделирования необходимо провести весьма большое количество экспериментов и выполнить их статистическую обработку.

В том случае, если манера пилотирования не носит принципиального характера с точки зрения искомых результатов моделирования, для балансировки самолета (его модели) целесообразно применять простые в реализации

регуляторы, свойства которых хорошо изучены. Широкое распространение получил пропорционально-дифференциально-интегральный регулятор (PID – регулятор) [4], закон функционирования которого имеет следующий вид:

$$y = k_1(x - x_{зад}) + k_2 \frac{dx}{dt} + k_3 \int (x - x_{зад}) dt . \quad (1)$$

В приведенном выражении:

k_1, k_2, k_3 – коэффициенты усиления;

$x, x_{зад}$ – текущее и заданное значение регулируемого параметра (высота, скорость, углы крена и тангажа, наклона траектории, курса и пути, боковое уклонение от линии заданного пути и т.п.);

y – значение регулирующего параметра (углы отклонения рулевых поверхностей, тяга двигателей, величины перемещения командных рычагов управления и т.п.);

$k_1(x - x_{зад})$ – пропорциональный член регулятора (обеспечивает расчет значения регулирующего параметра y , приводящего систему к состоянию $x = x_{зад}$ при котором ликвидируется рассогласование между текущим и заданным значениями регулируемого параметра);

$k_2 \frac{dx}{dt}$ – дифференциальный член регулятора (улучшает качество регулирования, демпфируя колебания значения управляемого параметра x);

$k_3 \int (x - x_{зад}) dt$ – интегральный член регулятора (устраняет статическую ошибку регулирования при наличии постоянно действующего возмущения).

Абсолютные значения и знаки коэффициентов усиления для задач балансировки самолета следует подбирать эмпирически, исходя из понимания физики описываемого процесса.

В том случае, если, например, необходимо сбалансировать самолет путем отклонения руля высоты δ_B на заданной высоте полета $H_{зад}$, PID-регулятор может выглядеть следующим образом:

$$\delta_B = k_{\delta}^H (H - H_{зад}) + k_{\delta}^{\dot{H}} \dot{H} + k_{\delta}^{\int H} \int (H - H_{зад}) dt , \quad (2)$$

где $k_{\delta}^H > 0$, $\left[\frac{\text{град}}{\text{м}} \right]$ – коэффициент усиления пропорционального члена, показывающий на какой угол должен быть отклонен руль высоты в градусах для того, чтобы устранить рассогласование между текущей и заданной высотами в 1 м;

$k_{\delta}^{\dot{H}} > 0$, $\left[\frac{\text{град}}{\text{м/с}} \right]$ – коэффициент усиления дифференциального члена,

показывающий, на сколько должен быть отклонен руль высоты в градусах для компенсации увеличения производной \dot{H} на 1 м/с;

$k_{\delta}^{\int H} > 0$, $\left[\frac{\text{град}}{\text{м} \cdot \text{с}} \right]$ – коэффициент усиления интегрального блока,

показывающий, на сколько должен быть отклонен руль высоты в градусах для устранения интеграла от рассогласования между текущей и заданной высотами в 1 м.

В том случае, если искомым параметром является не угол отклонения рулевой поверхности δ_B , а величина перемещения командного рычага управления X_B , то в выражение (2) преобразуется к следующему виду:

$$X_B = k_X^H (H - H_{зад}) + k_X^{\dot{H}} \dot{H} + k_X^{\int H} \int (H - H_{зад}) dt, \quad (3)$$

в котором k_X^H , $k_X^{\dot{H}}$, $k_X^{\int H}$ – коэффициенты усиления, связывающие требуемое перемещение рычага управления тангажом с рассогласованием по высоте, производной высоты и интегралом от рассогласования по высоте. Следует иметь в виду, что при наличии системы улучшения устойчивости и управляемости, автомата продольного управления или адаптивного алгоритма в системе управления самолетом связь между перемещением командного рычага X_B и отклонением руля δ_B может быть не пропорциональной. В таком случае, для определения балансирующего угла отклонения руля следует использовать закон работы системы управления следующего, например, вида (при наличии демпфера тангажа):

$$\delta_B = X_B k_B + k^{\omega_z} \omega_z,$$

где k_B – коэффициент усиления системы ручного (штурвального) управления; k^{ω_z} – коэффициент усиления демпфера тангажа.

При моделировании с использованием PID-регулятора следует задавать исходные значения кинематических параметров движения (в начальный момент моделирования) близкими к тем, которые ожидается получить. В противном случае переходный процесс может стать неустойчивым, а результат моделирования – неадекватным.

Начальный переходный процесс, связанный с выходом параметров при моделировании на балансирующие (или исходные, стартовые) значения, требует некоторого времени. Длительность этого процесса зависит от значений коэффициентов PID-регулятора и собственных динамических свойств объекта управления. После завершения процесса балансировки можно приступить к решению основной задачи исследования (выполнять дачи, импульсы и т.п.), полагая, что значения всех внутренних параметров модели динамики полета соответствуют балансирующим на заданном режиме полета.

Практика показывает, что для балансировки модели самолета на исходном режиме полета достаточно применять PD-регулятор (регулятор без интегрального члена). Интегральный член необходим в том случае, если имеет место постоянное возмущение (атмосферная турбулентность, выработка топлива, несимметричная конфигурация самолета и т.п.), реализованное в

математической модели и, при этом, исходя из сущности рассматриваемой задачи, наличие такого возмущения совершенно необходимо.

В качестве примера успешного применения предлагаемого подхода на рисунке 1 представлены результаты моделирования динамики полета самолета, имеющего массу 21000 кг, площадь крыла 62 кв. м, среднюю аэродинамическую хорду 4,6 м. Самолет является статически устойчивым. Органом продольного управления является цельноповоротный стабилизатор. Система управления самолетом в продольном канале включает демпфер тангажа с законом работы $\varphi_{\text{демф}} = 12 \omega_z$. Балансировка в прямолинейном горизонтальном полете осуществляется путем перемещения ручки управления самолетом (РУС) с целью достижения высоты 4000 м и скорости 500 км/ч по закону (3). Начальное положение самолета по высоте составляет 3900 м и, для упрощения решения задачи, скорость самолета считается постоянной. Стабилизатор на 115 с моделирования занимает балансировочное положение, соответствующее -5° . При этом угол атаки самолета составляет около 6° , а положение РУС по тангажу – около -16 мм. На 120 с моделирования, после того, как все внутренние переменные модели приняли значения, соответствующие балансировочным, была выполнена «дача» РУС «на себя» на величину -36 мм (от балансировочного положения -20 мм) На последующем временном интервале наблюдается изменение кинематических параметров движения самолета, что и является конечной целью моделирования.

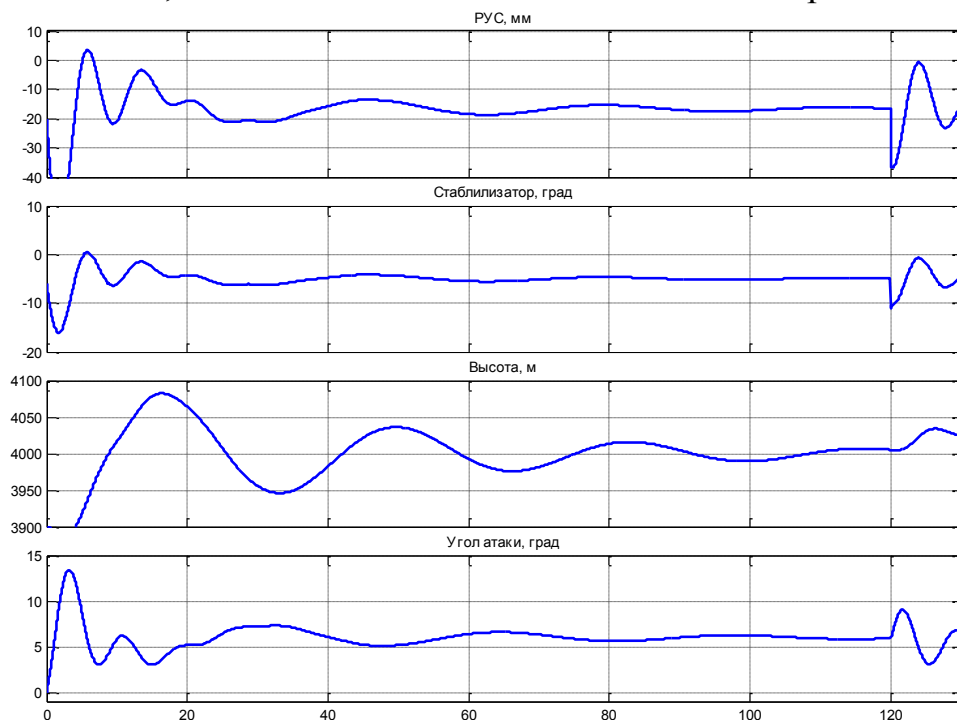


Рисунок 1 – Результаты моделирования динамики полета самолета

Таким образом, применение PID-регулятора для реализации имитационного моделирования различных целевых задач пилотирования из сбалансированных по силам и моментам состояний позволяет получать адекватные результаты в части значений кинематических параметров движения самолета.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Определение характеристик устойчивости и управляемости самолетов в летных испытаниях [Текст] : монография / Г. А. Бизин, В. Н. Тихонов, В. А. Торопов; Моск. авиац. ин-т. Фил. «Взлет», г. Ахтубинск. Волгоград: Изд-во ВОЛГУ, 2013. 412 с. – ISBN 978-5-9669-1192-8.
2. *Бюшгенс Г. С.* Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. М.: Наука, 2012. 770 с.
3. *Ефремов А. В.* Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика. М.: Изд-во МАИ, 2017. 196 с.: ил. – ISBN 978-5-4316-0437-9. – EDN YPAFBN.
4. *Дорф Р.* Современные системы управления / Р. Дорф, Р. Бишоп; Пер. с англ. Б. И. Копылова. М.: Лаборатория Базовых Знаний, 2012. 832 с.: ил.

УДК 621.45

ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТИ ПРИ СЦИНТИЛЛЯЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЯХ КОЛИЧЕСТВА И СОСТАВА СЛОЖНЫХ ИЗНОСНЫХ ЧАСТИЦ

Галков А. В., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Для более точного технического диагноза необходимо при сцинтилляционных измерениях различать наличие простых и сложных частиц в пробе масла. Для этого проводится оценка погрешности сигналов, свидетельствующих о наличии сложных частиц в пробе масла, где они отсутствуют.

Ключевые слова: сцинтилляционные измерения, масляный золь, износные частицы, выбор критерия одновременности регистрации импульсных сигналов, скорость выноса атомных паров, температура плазмы, плазматрон.

ERROR ESTIMATION IN SCINTILLATION MEASUREMENTS OF THE QUANTITY AND COMPOSITION OF COMPLEX WEAR PARTICLES

Galkov A. V., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. For a more accurate technical diagnosis it is necessary to distinguish between the presence of simple and complex particles in an oil sample during scintillation measurements. To do it, the error of signals indicating the presence of complex particles in an oil sample, where they are absent, is assessed.

Keywords: scintillation measurements, oil sol, wear particles, choice of criterion for simultaneous registration of pulse signals, rate of atomic vapor removal, plasma temperature, plasmatron.

При проведении сцинтилляционных измерений проба масла вводится в источник возбуждения спектров в распыленном виде. Капли масляного золя имеют конечные размеры, соизмеримые с размерами износных частиц [1].

Износные частицы могут состоять только из одного химического элемента и быть сложными, то есть включать в себя от двух и более химических элементов. Если импульсные сигналы проявляются одновременно на более чем в двух каналах, то это является диагностической информацией о наличии сложной частицы. Вместе с тем, данный факт далеко не всегда является свидетельством наличия сложной частицы. На практике имели место следующие случаи:

- в капле масляной пробы могут находиться более двух частиц различных химических элементов. При попадании в зону анализа сигнал от данных частиц может регистрироваться на нескольких каналах, что априори не означает наличия сложной износной частицы;

- в зоне анализа в стохастическом порядке могут оказаться от двух и более частиц разных химических элементов, которые также могут также дать одновременный импульс на нескольких каналах;

- в зоне анализа присутствует только одна частица, которая дает сигнал по нескольким каналам, соответствующий сложной частице.

Вероятно, что реализация двух первых позиций свидетельствует о ложном сигнале наличия сложных износных частиц в пробе масла. Полностью исключить случаи ложной тревоги невозможно, но можно их минимизировать. Снижение влияния, вызванного первым случаем, во многом зависит от конструкции распылителя масла, с помощью которого масляная проба превращается в мелко дисперсионные частицы размером менее 4-5 мкм.

Вероятность одновременного нахождения в зоне анализа нескольких простых износных частиц зависит от:

- концентрации химических элементов в пробе масла;
- объема, вводимого пробы масла в плазмотрон в единицу времени;
- от скорости выноса паров атомов металлической примеси из зоны анализа.

Скорость выноса атомных паров есть функция температуры плазмы и геометрических размеров дефектоскопа, а значит является величиной постоянной. Также константой является объем вводимого в единицу времени в плазму масла, которое составляет до 100 мкл/мин [2].

Очевидно, что необходимо уменьшить величину концентрации ввода пробы масла в плазму, что снизит значение вероятности ложной идентификации сложных износных частиц.

Снизить погрешность в определении состава частиц можно уменьшением концентрации элементов, при добавлении в исходную пробу неотработанного масла. Установленный верхний предел измерений по железу составляет около 30 г/т [3].

На диаграмме (рис. 1 б) представлены, в качестве примера, совпадающие импульсы по каналам железу и марганцу, одновременные

импульсы говорят о наличии в пробе масла сложной частицы. В случае мгновенного испарения в плазме частицы износа, состоящей из двух и более химических элементов, в качестве критерия одновременности может использоваться совпадение по времени возникновения импульсов на двух и более каналах (рис. 1 б), что говорит о наличии сложной частицы (Fe-Mn частица) [4].

В случае не мгновенного испарения химических элементов, из которых состоит частица, в качестве критерия наличия сложной частицы будет появление на других каналах одного или несколько совпадающих импульсов.

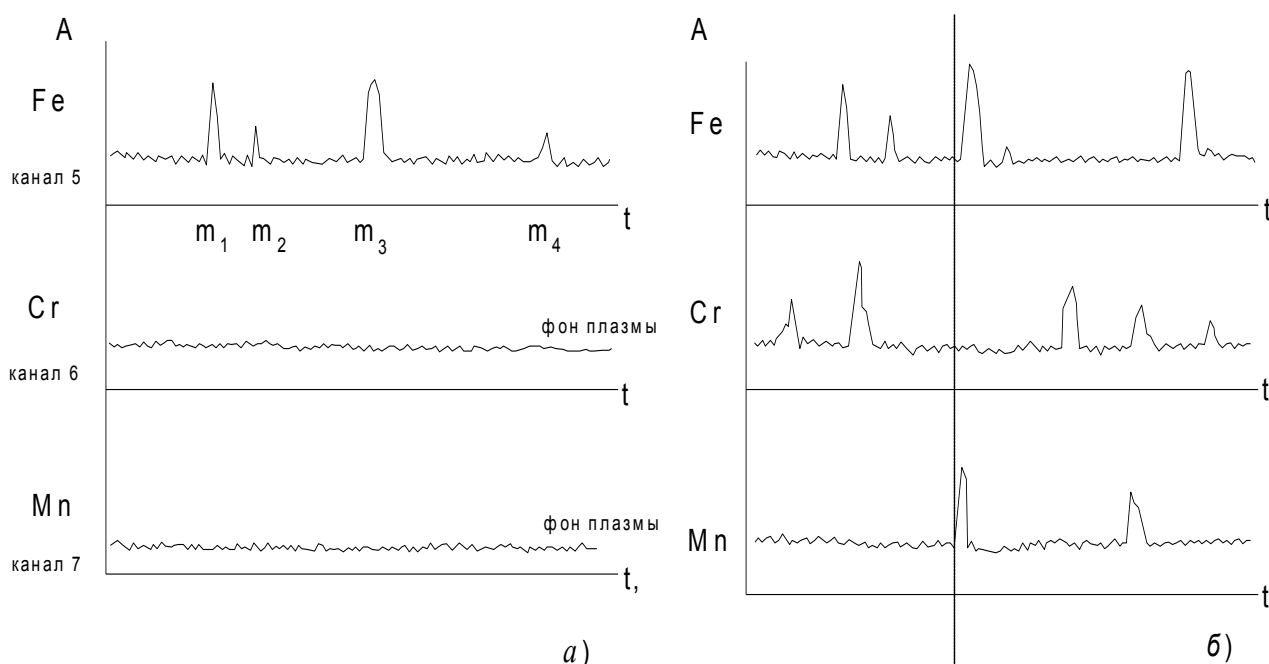


Рисунок 1 – Блок-схема сцинтилляционного спектрометра на три канала

Оценка объема ложной идентификации наличия сложных частиц проводилась на пробах масла, приготовленных на оксидах меди и оксида железа различной крупности и концентрации. Средний размер частиц оксида меди по каждой группе эталонов составил 5 мкм, 10 мкм, 20 мкм, железо было представлено во всех пробах частицами размером 3 мкм. Таким образом, были приготовлены пробы масла, в которых отсутствовали сложные износные частицы.

Результаты анализа полученных эталонных образцов, в предположении не мгновенного испарения частиц, представлены в таблице 1, которые показывают, что увеличение концентрации частиц в пробе приводит к увеличению количества регистрируемых сложных износных частиц.

Однако даже при неблагоприятных условиях (размер частиц износа 5 мкм, концентрация $C_{Fe} = 10$ г/т, количество регистрируемых частиц $N_{Cu} = 7150$ ед./ см⁻³, $N_{Fe} = 1058$ ед./ см⁻³), процентное отношение числа случайно совпавших импульсов к их общему числу составляет 5,5%.

Таблица 1 – Зависимость количества случайно совпавших импульсов от их общего числа в пробе масла при отсутствии сложных износных частиц.

Крупность медных частиц, мкм	C_{Fe} , г/т	C_{Cu} , г/т	N_{Cu} , см ⁻³	N_{Fe} , см ⁻³	Количество случайно совпавших импульсов от их общего числа, %
20	2	1	403	189	0,8
	4	2	737	414	1,2
	6	3	1082	560	1,9
	8	4	1344	664	2,3
10	2	1	520	186	0,8
	4	2	1329	357	1,3
	6	3	1954	577	2,2
	8	4	2816	719	2,8
	10	5	3729	1009	4,4
5	2	1	1562	279	1,2
	4	2	3344	537	2,4
	6	3	4214	586	2,9
	8	4	5213	795	4,7
	10	5	7150	1058	5,5

При снижении концентрации меди и железа в пробе число зарегистрированных сложных частиц при размере равном 5 мкм и концентрации ($C_{Fe} = 2$ г/т, $C_{Cu} = 1$ г/т) количество совпадающих импульсов не превышает 1,2 %. Таким образом, из полученных результатов видно, что значение погрешности ложной идентификации сложных частиц невелико.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Диагностика узлов авиационных газотурбинных двигателей, омываемых смазочным маслом, по результатам анализа пробы смыва с диагностического слоя фильтроэлемента / В. Г. Дроков, В. В. Дроков, В. В. Мурыщенко [и др.] // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2018. Т. 84, № 8. С. 39-43. – DOI 10.26896/1028-6861-2018-84-8-39-43. – EDN XWOWYP.
2. Дроков В. Г. Оценка технического состояния маслосистемы авиационных газотурбинных двигателей с помощью трибодиагностических методов / В. Г. Дроков, В. В. Дроков, Ф. И. Мухутдинов // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2018. Т. 84, № 1-1. С. 36-46. – DOI 10.26896/1028-6861-2018-84-1-1-36-46. – EDN TBDSET.
3. Калошин А. Е. Подходы к поиску диагностических параметров при применении сцинтилляционного метода анализа трибодиагностики двигателей [Текст] / А.Е. Калошин, Г.В. Берестевич, А.А. Тармаев // Материалы XIV Всероссийской научно-технической конференции – Иркутск, ИВВАИУ, 2005.
4. Тармаев А. А. К вопросу применения сцинтилляционного метода трибодиагностики на двигателе Д-30 КП [Текст] / А.А. Тармаев, А.В. Галков // Сборник трудов X Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные проблемы и развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2020». Иркутск, Иркутский филиал МГТУ ГА, 2021. С. 6-10.

ТЕОРЕМА О ПОГОННОЙ ПЛОТНОСТИ ЦИРКУЛЯЦИИ

Даниленко Н. В., канд. техн. наук
Киренчев А. Г., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Выбран объект исследования – вихреобразования (ВО) газовых (жидких) естественных и техногенных сред. Дана оценка состояния и проблем вихревого продукта исследуемого вихреобразования. Дано определение погонной плотности циркуляции. Определена взаимосвязь погонной плотности циркуляции вихревой трубки и тангенциальной скорости среды на её внешней поверхности. Предложены теорема и математическая взаимосвязь погонной плотности циркуляции вихревой трубки среды и тангенциальной скорости на её внешней поверхности. Представлены следствия теоремы и области их применения.

Ключевые слова: газотурбинные двигатели, вихри воздухозаборников, вихреобразование, погонная плотность циркуляции.

CIRCULATION DENSITY THEOREM

Danilenko N. V., Candidate of Technical Sciences
Kirenchev A. G., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. The object of research is vortex formation (VE) of gas (liquid) natural and anthropogenic media. An assessment of the state and problems of the vortex product of the investigated vortex formation is given. The definition of the linear density of circulation is given. The interrelation of the linear density of circulation of the vortex tube and tangential velocity of the medium on its external surface is determined. The theorem and mathematical interrelation of the linear density of circulation of a vortex tube of the medium and tangential velocity of the medium on its outer surface are proposed. Corollaries of the theorem and their applications are presented.

Keywords: gas turbine engines, air intake vortices, vortex formation, linear circulation density.

Введение

Исследование естественной вихревой активности атмосферной и техногенной сред [2; 3; 4; 5], их газодинамических вихревых особенностей (вихревых трубок) с ярко выраженным «хоботом» в виде вертикально ориентированной цилиндрической поверхности (рис. 1) позволило установить ряд противоречий, не решённых современной наукой. К ним относят:

– рабочий процесс вихревой трубки, как газодинамической вихревой особенности;

- погонная плотность циркуляции и её физическая сущность;
- взаимосвязь погонной плотности циркуляции γ с циркуляцией скорости;
- определение погонной плотности циркуляции Γ ;
- закономерность погонной плотности циркуляции и её следствия.



Рисунок 1 – Ярко выраженный техногенный вихрь, *Источник:*
https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/3/3a/C17_Reverse_Thrust.JPG/1599px-C17_Reverse_Thrust.JPG

Разрешение отмеченных противоречий требует детального исследования продукта вихреобразования во всём его разнообразии с математическим обоснованием, закреплённым теоремой о связи параметра эффективности активности вихревой трубки с полем скоростей частиц среды, к ней примыкающей и в её окрестности.

Теорема о взаимосвязи погонной плотности циркуляции вихревой трубки и тангенциальной скорости среды на её внешней границе

Определение теоремы:

При установившемся угловом вращении сплошной среде погонная плотность циркуляции γ вихревой трубки, определяемая отношением напряжения (циркуляции скорости) Γ к длине контура циркуляции l , равна тангенциальной скорости внешнего потока c_τ на наружной границе вихревой трубки.

Доказательство теоремы

Допущения: Среда сплошная, неподвижная, идеальная и несжимаемая жидкость. Вихревая трубка – тонкостенная поверхность кругового цилиндра радиуса r .

Дано:

- вихрь линейный, активный ($\Gamma \neq 0$) в виде вихревой трубки (рис. 2);
- поверхность вихревой трубки – тонкостенная, цилиндрическая (там же);

- напряжение вихря определено циркуляцией скорости Γ , равномерно распределённой по контуру вихревой трубки;
- длина вихря – вихрь бесконечно длинный вдоль его продольной оси вращения;
- математическое обеспечение – закон Био-Савара, устанавливающий взаимосвязь циркуляции скорости Γ с тангенциальной скоростью c_τ , индуцируемой вихрём в произвольно выбранной точке вне вихревой трубки и на её границе;
- r – радиус вихревой трубки – удаление любой точки её стенки от продольной оси её вращения;
- l – длина контура циркуляции.

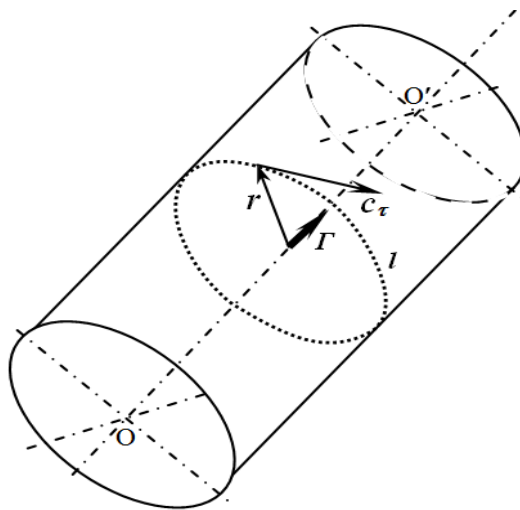


Рисунок 2 – Фрагмент вихревой трубки

Доказательство теоремы построим на типовом определении погонной плотности циркуляции, обозначаемой греческой буквой γ .

Погонная плотность циркуляции γ – доля циркуляции скорости Γ , приходящая на единицу длины контура циркуляции l [1, 6].

При постоянстве радиуса r вихревой трубки по длине полного контура её круга определяется известным выражением

$$l = 2\pi r.$$

Тогда, по определению погонной плотности циркуляции γ , находим

$$\gamma = \frac{\Gamma}{l}.$$

Воспользуемся определением циркуляции скорости Γ .

Циркуляция скорости Γ – работа вектора тангенциальной скорости c_τ по круговому замкнутому контуру, представляемая формулой [2]

$$\Gamma = \oint_l c_\tau dl.$$

Тогда для кругового замкнутого контура циркуляция скорости Γ примет вид

$$\Gamma = 2c_{\tau}\pi r.$$

Сделав подстановку найденных величин в выражение погонной плотности циркуляции скорости, получим

$$\gamma = \frac{\Gamma}{2\pi r} = \frac{c_{\tau} 2\pi r}{2\pi r} = c_{\tau}.$$

Следствия теоремы:

1. Погонная плотность циркуляции γ – скалярная величина, равная модулю тангенциальной скорости $|c_{\tau}|$ на поверхности вихревой трубки.
2. Рост погонной плотности циркуляции γ вихревой трубки снижает эффект проницаемости её поверхности и делает её непротекаемой, то есть упругой. На поверхности вихревой трубки сверхкритической плотности вектор нормальной скорости $c_n = 0$.
3. Уменьшение абсолютного значения погонной плотности циркуляции γ ниже критического значения сопровождается потерей её герметичности, заполнением полости низкого давления внешним потоком, увеличением диаметра вихревой трубки с переходом вихревого шнура в вихрь размытой интенсивности, что свойственно ныне вихрям ВЗ, низко расположенным над землёй.
4. Критическое значение погонной плотности циркуляции следует определить, используя методы современного моделирования.

Заключение

Теорема о погонной плотности циркуляции и её следствия, предложенные авторами статьи, позволяют не только решить одно из основных противоречий процесса исследования вихреобразования, но также обладает практической значимостью в сфере определения оптимальной высоты воздухозаборников силовых установок воздушных судов над поверхностью аэродрома, которая зависит от критического значения погонной плотности циркуляции данной силовой установки.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Белоцерковский С. М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью / С. М. Белоцерковский, М. И. Ништ. М.: Наука, 1978. 351 с.
2. Даниленко Н. В. Теория вихрей перед воздухозаборниками самолётов при работе газотурбинных двигателей на аэродроме / Н. В. Даниленко, П. М. Кривель, С. В. Пахомов. ИрГТУ. 2-е изд., доп. Иркутск, 2011. 348 с.
3. Кушин В. В. Смерч. М.: Энергоатомиздат, 1993. 126 с. ISBN 5-283-04085-2.
4. Наливкин В. Д. Смерчи. М.: Наука, 1984. 112 с.
5. Наливкин Д. В. Ураганы, бури и смерчи. Л.: Гидрометеиздат, 1969. 487 с.
6. Ништ М. И. Аэродинамика боевых летательных аппаратов и гидравлика их систем. М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1994. 570 с.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК В АДТ РОССИИ: ВОЗМОЖНОСТИ И ПЕРСПЕКТИВЫ

Колинько К. А., канд. техн. наук
Крылова Я. А.

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора
Н.Е. Жуковского
(г. Жуковский)*

Аннотация. В статье приведен обзор экспериментальной базы России в области нестационарного эксперимента в АДТ, а также проведена классификация динамических установок. Представлены результаты патентной активности в России и СССР в области проведения нестационарного эксперимента в АДТ. Проведен анализ режимов полета современных и перспективных ЛА и определена потребная область кинематических параметров, которые необходимо обеспечить в АДТ для проведения исследований их нестационарных аэродинамических характеристик. Сделаны выводы о дальнейших направлениях развития экспериментальной базы России для исследования нестационарных аэродинамических характеристик ЛА.

Ключевые слова: нестационарные аэродинамические характеристики, экспериментальные исследования в аэродинамической трубе, комплексы вращательных и нестационарных аэродинамических производных.

Статья написана в рамках работ, выполняемых по государственному заданию № 020-00006-23-00 от 18.01.2013г.

EXPERIMENTAL RESEARCH OF UNSTEADY AERODYNAMIC CHARACTERISTICS IN RUSSIA WIND TUNNEL: PERFORMANCE CAPABILITIES AND OPPORTUNITIES

Kolinko K. A., Candidate of Technical Sciences
Krylova Ya. A.

*The Central AeroHydrodynamic Institute named after Prof. N.E. Zhukovsky
(Zhukovsky)*

Abstract. An overview of the Russian experimental base on unsteady experiments in wind tunnels, as well as a classification of dynamic rigs is provided. The present patent activity results in Russia and the USSR in the field of conducting an unsteady experiment in wind tunnels are presented. An analysis of the flight modes of modern and promising aircraft was carried out and the required range of kinematic parameters was determined that must be provided in the wind tunnel to conduct studies of their unsteady aerodynamic characteristics. Conclusions about further directions for the development of the Russian experimental base for the study of unsteady aerodynamic characteristics of aircraft are drawn.

Keywords: unsteady aerodynamic characteristics, experimental studies in a wind tunnel, complexes of rotational and unsteady aerodynamic derivatives.

Введение

Нестационарные аэродинамические характеристики (далее АДХ) самолёта необходимо принимать во внимание при решении задач динамики полета, связанных с анализом устойчивости и управляемости, при моделировании возмущённого движения, в том числе в задачах сваливания и штопора, при проектировании систем управления в расширенном диапазоне параметров полёта, а также для полунатурного моделирования на пилотажных стендах [1]. Исследования нестационарных аэродинамических характеристик летательных аппаратов (далее ЛА) не ограничивается только самолетами: определение вращательных и нестационарных производных ракет-носителей с вертикальным стартом и возвращаемых космических аппаратов крайне важно для расчета их динамики полета [2-8].

На сегодняшний день используются три способа исследования нестационарных АДХ ЛА: расчетный, летные испытания [9-10] и проведение эксперимента в АДТ.

Современные вычислительные методы, несмотря на впечатляющее развитие в последние десятилетия, тем не менее все еще остаются малодоступными для расчета нестационарных АДХ проектируемых ЛА из-за большого времени расчетов и сложности валидации полученных результатов.

Летные испытания, без сомнения, самый достоверный метод исследования нестационарных АДХ полноразмерного ЛА в условиях реального полета. Однако, их проведение возможно лишь на финальной стадии создания ЛА, когда исправить выявленные недостатки компоновки уже невозможно. Также, проведение исследований на критических режимах полетов рискованно и может привести к потере как ЛА, так и экипажа. Кроме того, оснащение реального ЛА необходимым количеством датчиков и измерительной аппаратуры для обеспечения необходимой точности измерений нестационарных АДХ достаточно трудоемко и дорого. Нетривиальной задачей является также получение в полете корректных для идентификации нестационарных АДХ данных, что требует, филигранного пилотирования ЛА с многократными повторениями.

Поэтому экспериментальное исследование в АДТ вращательных и нестационарных производных моделей ЛА с использованием динамических установок (стендов) является в настоящее время наиболее дешевым и надежным способом определения АДХ.

Экспериментальное определение вращательных и нестационарных аэродинамических характеристик моделей ЛА в АДТ

При проведении динамического эксперимента, в отличие от статических испытаний, исследуемая аэродинамическая модель ЛА совершает активные перемещения в потоке АДТ, при этом измеряются кинематические параметры ее движения, а также аэродинамические силы и моменты, действующие на нее. При последующей математической обработке полученных результатов определяются необходимые нестационарные АДХ модели, строятся математические модели аэродинамики ЛА для задач динамики полета, прочности, синтеза систем управления.

Весь спектр существующих экспериментальных динамических установок можно классифицировать по трем основным признакам: кинематике движения модели в потоке АДГ (колебательное, поступательное, ступенчатое, вращательное, произвольное), способу сообщения модели выбранного движения (вынужденное и свободное) и диапазону параметров потока в АДГ (углы атаки и скольжения, число M , Re и др.).

Экспериментальные исследования методом вынужденных колебаний моделей ЛА для определения нестационарных АДХ проводятся на динамических установках ЦАГИ, СибНИА и ЦНИИмаш [1, 5, 12-20]: ОВП-102Б(БА), ППК-103, ОВП-124, СЛУК, СКАД, ОВП-103, ОВП-108, УУВ-103, ДУ-203 и ВП-203, стенде аperiodического закона изменения угла тангажа, стенде измерения демпфирования момента крена.

Установка вынужденных гармонических угловых колебаний ОВП-102Б(БА) ЦАГИ (рисунок 1,а) [1, 12-13] служит для исследования моделей при движении по тангажу, крену и рысканию в диапазоне углов атаки $\pm 180^\circ$ при колебаниях с амплитудой $1-5^\circ$ и частотой $0,5-2,5$ Гц и с амплитудой $5-25^\circ$ и частотой $0,2-1,5$ Гц. Установка состоит из платформы, стойки (большой или малой), «Г»-образной рамы с подшипниковым узлом крепления державки, внутримодельных тензосенсоров и электродвигателя, в варианте колебаний с малой амплитудой – штока, качалки с ленточными передачами и тяги, в варианте колебаний с большой амплитудой – клиноременной передачи со шкивом.

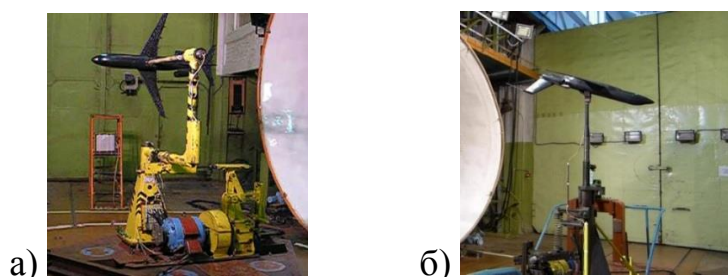


Рисунок 1 – Установки вынужденных гармонических колебаний ЦАГИ:
а) ОВП-102Б(БА); б) ППК-103

На установке вынужденных гармонических плоскопараллельных колебаний ППК-103 ЦАГИ (рисунок 1,б) [1, 14] проводятся исследования моделей с амплитудой линейных колебаний $0,05-0,1$ м и частотой $0,5-2$ Гц в диапазоне углов атаки от -10 до $+30^\circ$ и углов скольжения $\pm 20^\circ$. Установка состоит из основания, стойки с подвижной штангой, электродвигателя с редуктором, системы качалок с напряженными стальными лентами.

Для исследований моделей при установившемся вращении с частотой $0,2-3$ Гц с углом заклинивания модели относительно державки до 120° служит установка УУВ-103 ЦАГИ (рисунок 2,а), состоящая из узла заклинивания модели, стойки, державки, внешнего цепного привода с электродвигателем и звездочной передачей [15]. Установка совместных линейных и угловых колебаний при $M < 0,15$ СЛУК ЦАГИ (рисунок 2,б) состояла из внешнего привода, корпуса с направляющим элементом, штанг, шарнира с узлом

крепления модели, и тензовесов [16]. При тех же параметрах потока в ЦАГИ существовала установка свободных колебаний и больших аperiodических угловых перемещений модели на больших углах СКАД (рисунок 2,в) [17].



Рисунок 2 – Динамические установки ЦАГИ: а) УУВ-103; б) СЛУК; в) СКАД; г) ОВП-103; д) ОВП-108

Установка вынужденных движений моделей с несколькими степенями свободы ОВП-103 ЦАГИ (рисунок 2,г) состоит из основания, подвижной платформы с электромеханическим приводом с шестью степенями свободы и системы тензометрированных стоек, на которых закрепляется модель.

Установка ОВП-108 ЦАГИ (рисунок 2,д) служит для исследования моделей при $M=0,6-1,7$ и состоит из поддерживающего устройства, измерителя ИКМ-3 с датчиками оборотов и крутящего момента.

Установка вынужденных колебательных движений ОВП-124 ЦАГИ при дозвуковых скоростях потока используется для проведения испытаний при стационарных условиях и колебаниях модели типа «летающее крыло» по тангажу при круговом обдуве с амплитудой $5-25^\circ$ и частотой $0,2-2,5$ Гц в диапазоне углов атаки $\pm 20^\circ$ [18].

В СибНИА существуют два стенда вынужденных гармонических одноступенных колебаний при дозвуковых скоростях потока ДУ-203 (рисунок 3,а) и ВП-203 (основана на энергетическом методе замера демпфирования моментов) [19]. Стенд ДУ-203 состоит из внешнего привода, тензовесов, генератора импульсов и специального механизма-преобразователя и служит для исследования моделей с частотой угловых колебаний $0,1-4$ Гц в диапазоне углов атаки от -10 до 70° и углов скольжения $\pm 20^\circ$. Так же в СибНИА существует стенд аperiodического закона изменения угла тангажа, состоящий из поворотной платформы, поддерживающего устройства, взводного привода, жесткого упора фиксации модели с демпфером колебаний, электромагнита и пружины [20].

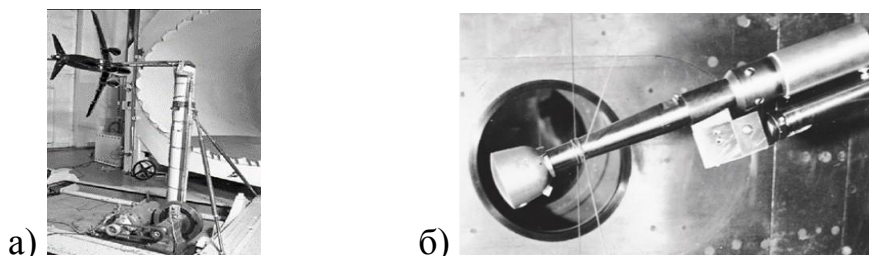


Рисунок 3 – Динамические стенды вынужденных колебаний СибНИА и ЦНИИмаш: а) ДУ-203, *Источник: <https://elibrary.ru/item.asp?id=16589728>*; б) Стенд ЦНИИмаш для определения демпфирования момента крена, *Источник: https://elibrary.ru/download/elibrary_20386276_43987252.pdf*

В ЦНИИмаш существует стенд для определения демпфирования момента крена (рисунок 3,б), состоящий из электродвигателя, в кожухе которого устанавливается ось с узлом крепления модели, составного корпуса с подшипниковыми узлами крепления оси с одной стороны, с другой – с посадочным местом крепления к подвеске АДТ [5].

Метод свободных одностепенных колебаний активно применяется в ЦАГИ, ЦНИИмаш, ИТПМ СО РАН и СПбГУ с использованием следующих динамических стендов [1, 4, 6-8, 21-26]: УК-103, СК-103, СКМ-128, установки свободных колебаний при транс- и сверхзвуковых скоростях, установки свободных колебаний с подшипниками качения при сверхзвуковых скоростях и установки свободных колебаний на проволочной подвеске при дозвуковых скоростях. Также в ЦАГИ существует установка с трехстепенным шарниром, созданная на базе ранее разработанных установок свободных одностепенных колебаний по тангажу УК-103 [1, 22] и по крену СК-103 [1].

Установка свободных угловых движений с трехстепенным шарниром (рисунок 4,а) [1, 21] состоит из поддерживающего устройства, державки и карданного трехстепенного шарнира с подшипниковыми узлами крепления модели. При проведении эксперимента модель располагается в полетном. Углы поворота шарнира: по крену $\pm 40^\circ$, по тангажу $20-120^\circ$, по рысканию $\pm 180^\circ$.

Установка свободных одностепенных колебаний на упругом шарнире СКМ-128 ЦАГИ (рисунок 4,б) позволяет проводить исследования при $M=0,4-1,7$ с амплитудой колебаний до 3° и частотой до 20 Гц. Установка состоит из поддерживающего устройства, взводного механизма, державки и упругих шарниров различной жесткости, что позволяет варьировать частоту колебаний модели [23, 24].

Установка свободных одностепенных колебаний с подшипниками качения ИТПМ СО РАН при сверхзвуковых скоростях потока (рисунок 4,в) состоит из поддерживающего устройства, пневмоцилиндра со штоком, державки с арретиром и вилки с узлом колебаний, включающим в себя два подшипника качения и ось для крепления модели ЛА [7]. Также методом свободных колебаний проводились экспериментальные исследования при сверх- и гиперзвуковых скоростях отделяемого от ракетносителя головного блока системы аварийного спасения экипажа [8].

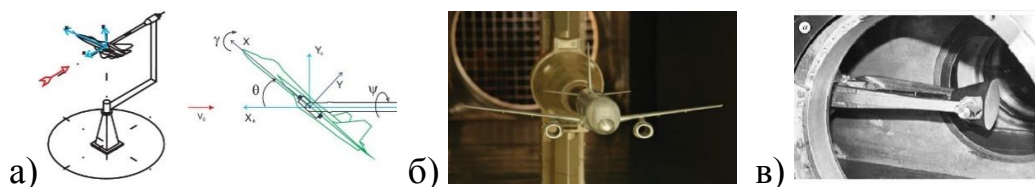


Рисунок 4 – Динамические установки свободных колебаний: а) установка ЦАГИ с трехстепенным шарниром, *Источник:* https://elibrary.ru/download/elibrary_22374422_39709451.pdf; б) СКМ-128, *Источник:* https://elibrary.ru/download/elibrary_47487003_68136575.pdf; в) установка ИТПМ СО РАН, *Источник:* https://elibrary.ru/download/elibrary_27537732_58888833.pdf

Установка свободных колебаний СПБГУ при дозвуковых скоростях потока [25-26] состоит из проволочной подвески, хвостовой державки, двух пружин, механизма изменения угла атаки, стрелки и шкалы с делениями, неподвижно закрепленной на проволочных растяжках.

Установка свободных одностепенных колебаний на донной державке ЦНИИмаш применялась для исследования демпфирующих характеристик возвращаемых космических аппаратов при транс- и сверхзвуковых скоростях [4]. Также в ЦНИИмаш применяется ещё один вид испытаний моделей при трансзвуковых скоростях потока – свободный полет [6].

Сводная таблица с характеристиками действующих динамических установок (стендов) России представлена ниже.

Таблица 1 – Характеристики действующих динамических установок (стендов) России для исследования нестационарных АДХ моделей ЛА

Организация	Название стенда	Тип движения/ число степ. св.	Макс.р-р. модели, м	Диапазон α , град.	Диапазон чисел М	Диапазон чисел Sh
Вынужденные колебания модели ЛА в потоке АДТ						
ЦАГИ	ОВП-102Б(БА)	Угловые кол.-ия	1,2	± 180	до 0,2	до 0,04
	ППК-103	Линейные кол.-ия	1,2	$-20...+30$	до 0,2	до 0,04
	ОВП-103	Совместные кол.-ия	2,5	$-20...+30$	до 0,2	до 0,06
	УУВ-103	Установ.-ся вращ.	1,2	± 170	до 0,2	до 0,05
СибНИА	ДУ-203	Угловые кол.-ия	1,15	$-6...+32$	0,06...0,12	0,02...0,2
	–	Квазиступ. изм.-ие угла тангажа	1,17	$-10...+28$	0,06...0,18	0,07...0,24
ЦНИИ маш	Мех.изм. момента демпф.крена	Вращение	0,1	$15...+25$	0,59...7,73	0,04...0,15
Свободные колебания модели ЛА в потоке АДТ						
ЦАГИ	СКМ-128	1 ст. св.	1	$-10...+20$	0,3...1,6	0,02...0,2
	–	3 ст. св.	1	± 90	до 0,2	до 0,03
ИТГМ СО РАН	–	1 ст. св.	0,12	$-3...+10$	1,8...6,04	0,007...0,03
ЦНИИ маш	–	1 ст. св.	1	$-10...+20$	0,2...8	–
СПб ГУ	–	1 ст. св.	1,15	$-10...+10$	до 0,12	до 0,111

Степень важности экспериментальных исследований нестационарных АДХ моделей ЛА в АДТ хорошо иллюстрируется графиком количества патентов, полученным по указанной тематике в России (и СССР) в период с 1940 по 2023 годы (см. рисунок 5).

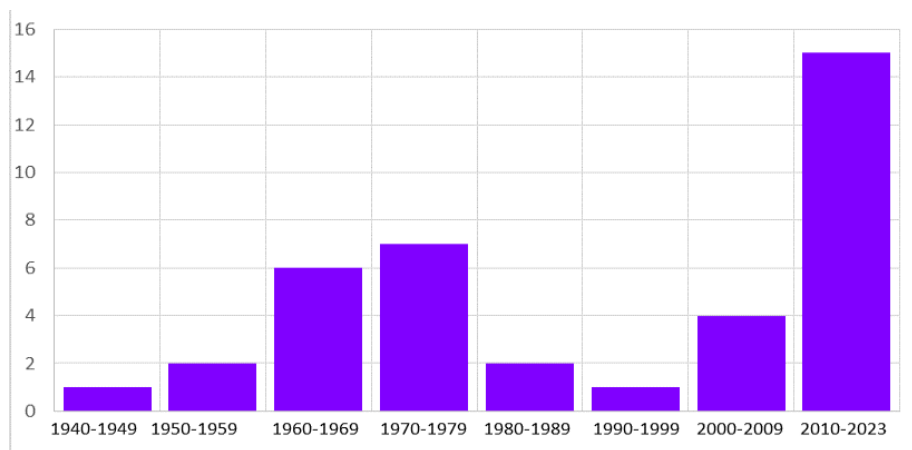


Рисунок 5 – Изобретательская активность в России в области исследования нестационарных аэродинамических характеристик моделей ЛА в АДТ

Можно отметить, что в советский период виден устойчивый рост разработок в области нестационарных экспериментальных исследований, связанный с развитием и усложнением авиационной техники. В период после «распада» СССР и резком ухудшении экономической ситуации в стране в 90-е годы прошлого столетия, методика нестационарных экспериментальных исследований практически не развивались. На сегодня можно констатировать бурный рост в области проведения нестационарного эксперимента в АДТ.

Определение области кинематических параметров для проведения исследования нестационарных АДХ современных ЛА в АДТ

Для оценки имеющихся возможностей в области проведения нестационарных исследований моделей ЛА в АДТ с использованием динамических установок и дальнейших направлений развития экспериментальной базы, необходимо определить характерные режимы полета современных и перспективных ЛА.

Были рассмотрены летно-технические характеристики и проведен анализ характерных режимов полета различных классов и видов ЛА – современных гражданских самолетов (пассажирских и грузовых), беспилотных летательных аппаратов самолетной схемы (далее БПЛА) и космических летательных аппаратов (возвращаемых и ракет-носителей).

Каждому режиму полета для каждого класса и вида ЛА соответствуют свои углы атаки, числа M и Sh (см. таблицу 2). Режимы взлета и посадки, крейсерский режим рассматривались для самолетов транспортной категории, учебно-тренировочных, многоцелевой авиации, а также для БПЛА. Также для ЛА самолетной схемы рассматривались критические режимы полета: для неманевренных самолетов были определены углы атаки и числа M , соответствующие режимам сваливания и штопора. Для возвращаемых космических аппаратов были определены соответствующие углы атаки и вычислены числа Струхалия на предпосадочном участке полета от $M=1,7$ до малых дозвуковых скоростей полета, ракеты-носители рассматривались на стартовом режиме до $M=1,6$ при полете в плотных слоях атмосферы.

Таблица 2 – Режимы полета ЛА различных классов

Класс и вид ЛА		Режимы полета	Угол атаки, град.	Числа Маха, М	Числа Струхалия, Sh
Самолеты	Пассажирские	взлетный	0-22	0-0,2	0,065-0,212
		крейсерский	1-3,6	0,2-0,92 (max 2,1)	0,29-0,149
		критический	до 90	0-0,1	0,133-0,437
	Грузовые	взлетный	0-23	0-0,2	0,127-0,201
		крейсерский	1-4	0,2-0,8	0,33-0,106
		критический	до 90	0-0,1	0,262-0,413
	Многоцелевая авиация	взлетный	0-20	0-0,2	0,052-0,148
		крейсерский	1-3	0,15-0,3	0,07-0,135
		критический	до 90	0-0,1	0,107-0,305
	Учебно-тренировочные	взлетный	0-22	0-0,1	0,071-0,094
		крейсерский	1-2	0,2-0,43	0,031-0,045
		критический	до 100	0-0,1	0,147-0,193
критический		до 120	0-0,1	0,051-0,165	
БПЛА	–	0-15	0-0,21	0,002-0,017	
Космические аппараты	Ракеты-носители	–	0-90	0-1,6	0,014-0,12 (0,584)
	Возвращаемые космические аппараты	–	0-25	0-1,7	0,077-0,079 (0,648)

По результатам анализа режимов полета современных и перспективных ЛА и проведенному обзору существующих динамических установок были построены сводные диаграммы (рисунок 6) в координатах (α , М) и (α , Sh).

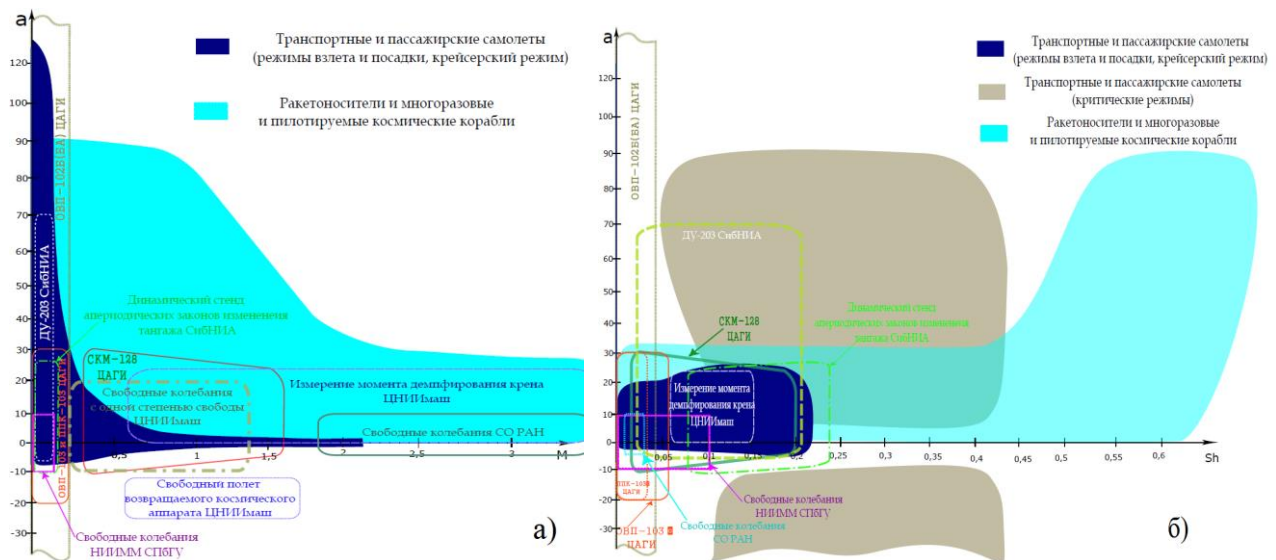


Рисунок 6 – Области режимов полета современных и перспективных ЛА и области возможных режимов проведения динамического эксперимента в АДТ для решения задач нестационарной аэродинамики

Из рисунка 6 видно, что возможности существующей в России экспериментальной базы во многом покрывают области режимов полета современных и перспективных ЛА: транспортных и пассажирских самолетов на

режимах крейсерского полета, режимах взлета и посадки, ракетоносителей и многоразовых космических систем. Отсутствие экспериментальных установок, позволяющих проводить исследования при числах $M > 1,5$ и числах $Sh > 0,25$, не позволяет проводить исследования нестационарных аэродинамических характеристик перспективных сверхзвуковых гражданских самолетов. Также можно отметить слабое перекрытие областей стартовых режимов ракетоносителей и возвращаемых космических аппаратов при спуске в атмосфере Земли из-за больших требуемых углов α при больших дозвуковых числах M и больших числах Sh . Большинство динамических установок работают при малых числах Струхаля, которые соответствуют крейсерским режимам полета транспортных самолетов и режимам выхода из атмосферы Земли ракет-носителей.

Заключение

Развиваемые в России на протяжении семидесяти лет экспериментальные исследования нестационарных АДХ в АДТ, остаются востребованными и актуальными методами получения нестационарных АДХ ЛА для задач динамики полета и разработки систем управления, которые, к тому же, успешно конкурируют с расчетными методами и летным экспериментом.

Имеющиеся в России экспериментальные установки позволяют проводить испытания в области кинематических параметров (α , β , M , Sh), в целом, покрывая потребности, возникающие при эксплуатации современных и разработке перспективных отечественных ЛА различных классов: от гражданских транспортных самолетов до легких тренировочных самолетов и БПЛА, ракет-носителей и космических спускаемых аппаратов.

К недостаткам имеющейся экспериментальной базы можно отнести то, что при испытаниях методом вынужденных колебаний, наиболее распространенном в России, исследования проводят в широком диапазоне α и β , но при значениях чисел M меньше 0,3. При испытаниях методом свободных колебаний, который позволяет вести испытания при $M > 1$, из-за необходимости искажения хвостовой части модели, исследуются компоновки ограниченного класса ЛА и в области углов α и β близким к балансировочным. Также можно отметить, что при сверхзвуковых режимах испытаний достичь необходимые значения числа Sh позволяет единственная динамическая установка свободных колебаний с упругим шарниром ЦАГИ, требующая значительного искажения хвостовой части моделей для возможности колебаний относительно державки. Указанное не позволяет проводить исследования сверхзвуковых самолетов на режимах крейсерского полета, а также спускаемых космических аппаратов на режимах входа в атмосферу.

В качестве перспективных направлений развития экспериментальной базы в части необходимого расширения области реализуемых кинематических параметров, можно выделить:

- создание установок вынужденных колебаний моделей ЛА для $M > 1$, в том числе с боковой державкой;
- создание установок свободных колебаний моделей ЛА на упругом шарнире для $M > 1$ с боковой державкой;

– создание установок свободных колебаний моделей для $M > 1$ с дистанционно отклоняемыми рулевыми поверхностями.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Алиева Д. А.* Нестационарная аэродинамика самолётов / Д. А. Алиева, А. Н. Храбров // Москва: МФТИ, 2020. 182с. – ISBN 978-5-7417-0745-6.
2. *Петров К. П.* Аэродинамика транспортных космических систем / К. П. Петров // Москва: Эдиториал УРСС. 2000. 368 с. – ISBN 5-8360-0095-6.
3. *Телицын В. А.* Анализ сегментально-конических форм спускаемых аппаратов / В. А. Телицын // Молодежный научно-технический вестник. 2015. № 12. С. 3 – EDN: VDOCVX – EISSN 2307-0609.
4. *Козловский В. А.* Нестационарные аэродинамические характеристики возвращаемых аппаратов сегментально-конической формы / В. А. Козловский, Ю. М. Липницкий // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2011. № 4-3. С. 860-862. – EDN RUFCKF – ISSN 1993-1778.
5. *Козлов С. С.* Исследование характеристик демпфирования крена спускаемого аппарата / С. С. Козлов // Космонавтика и ракетостроение. 2013. № 3(72). С. 43. – EDN RECYDJ – ISSN 1994-3210.
6. *Кауров С. А.* Определение аэродинамических характеристик возвращаемого летательного аппарата по результатам исследований моделей в процессе свободного полёта в аэродинамической трубе / С. А. Кауров, С. С. Козлов, Ю. М. Липницкий, П. А. Хлебцов // Космонавтика и ракетостроение. 2013. № 2(71). С. 8. – EDN RECXRL – ISSN 1994-3210.
7. *Адамов Н. П.* Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели возвращаемого аппарата на установке свободных колебаний при сверхзвуковых скоростях / Н. П. Адамов, А. М. Харитонов, Е. А. Часовников, А. А. Дядькин, А. Н. Крылов, Э. Н. Александров // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23. № 6. С. 825-834. – EDN XEPUXJ – ISSN 0869-8635.
8. *Адамов Н. П.* Аэродинамические производные модели головного блока системы аварийного спасения при гиперзвуковых скоростях / Н.П. Адамов, Л. Н. Пузырев, А. М. Харитонов, Е. А. Часовников, А. А. Дядькин, А. Н. Крылов // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т. 20. № 6. С. 749-758. – EDN RNIMOP – ISSN 0869-8635.
9. *Мартынов А. К.* Экспериментальная аэродинамика / А. К. Мартынов // Москва. 1950. 477с.
10. *Нифонтова Л. С.* Методы аэродинамического эксперимента / Л. С. Нифонтова, И. Е. Чавриков, П. В. Кальницкий // Международный научно-исследовательский журнал. 2016. № 12-3(54). С. 153-156. – EDN XEOCFL – DOI 10.18454/IRJ.2016.54.238.
11. *Шибанов Г. П.* Испытания авиационной техники / Г. П. Шибанов // Проблемы безопасности полетов. 2008. № 4. С. 36-44. – EDN LAJRWf – ISSN 0235-5000.
12. *Колинько К. А.* Влияние упругости конструкции динамической установки на результаты экспериментального определения нестационарных аэродинамических производных / К. А. Колинько, А. Н. Храбров // Ученые записки ЦАГИ. 1999. Т. 30. № 1-2. С. 3-17. – EDN KWUJKD – ISSN 0321-3439.
13. *Жук А. Н.* Исследование нестационарных аэродинамических характеристик на режимах отрывного обтекания при колебаниях с большими амплитудами / А. Н. Жук, К. А. Колинько, О. Л. Миатов, А. Н. Храбров // Ученые записки ЦАГИ. 1996. Т. 27. № 3-4. С. 51-58. – EDN KYQUCH – ISSN 0321-3439.
14. *Жук А. Н.* Исследование нестационарных аэродинамических производных треугольного крыла при плоскопараллельных колебаниях / А. Н. Жук, К. А. Колинько, А. Н. Храбров // Ученые записки ЦАГИ. 2005. Т. 36, № 1-2. С. 9-16. – EDN JWVNDB – ISSN 0321-3439.

15. *Виноградов Ю. А.* Установившееся вращение модели самолета в аэродинамической трубе относительно оси, наклоненной к вектору скорости набегающего потока / Ю. А. Виноградов, А. Н. Жук, К. А. Колинко, О. Л. Миатов, А. Н. Храбров // Ученые записки ЦАГИ. 2003. Т. 34. № 1-2. С. 91-96. – EDN JWVMKZ – ISSN 0321-3439.
16. *Колин И. В.* Исследование вращательной и нестационарной производных момента тангажа модели самолета на установке двухступенных вынужденных колебаний / И. В. Колин, К. Ф. Лацоев, В. Г. Марков, В. К. Святодух, Т. И. Трифонова, Д. В. Шуховцов // Ученые записки ЦАГИ. 2013. Т. 44. № 4. С. 44-53. – EDN QCXXOV – ISSN 0321-3439.
17. *Колин И. В.* Экспериментальные исследования аэродинамических сил и моментов при аperiодических отклонениях модели с большой амплитудой / И. В. Колин, К. Ф. Лацоев, В. К. Святодух, Д. В. Шуховцов // Аэродинамика летательных аппаратов: материалы X Школы-семинара, п. Володарского, 17–19 февраля 1999 года. П. Володарского: Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 1999. С. 32. – EDN VUIYMJ.
18. *Алиева Д. А.* Гистерезис аэродинамических характеристик профиля NASA 0018 при малых дозвуковых скоростях / Д. А. Алиева, К. А. Колинко, А. Н. Храбров // Теплофизика и аэромеханика. 2022. Т. 29. № 1. С. 45-59. – EDN HZPRWO – ISSN 0869-8635.
19. *Петошин В. И.* Аэродинамические характеристики моделей пассажирских и транспортных самолетов при их гармонических колебаниях по углу тангажа на больших углах атаки / В. И. Петошин, Е. А. Часовников // Теплофизика и аэромеханика. 2011. Т. 18. № 3. С. 373-383. – EDN NZAWEP – ISSN 0869-8635.
20. *Часовников Е. А.* Экспериментальное исследование статических давлений на верхней поверхности модели пассажирского самолета при квазиступенчатых изменениях угла тангажа на срывных режимах обтекания / Е. А. Часовников // Ученые записки ЦАГИ. 2011. Т. 42. № 6. С. 104-108. – EDN ONQTPR – ISSN 0321-3439.
21. *Виноградов Ю. А.* О возможности исследования в аэродинамических трубах критических режимов полета с использованием шарнира с тремя степенями свободы / Ю. А. Виноградов, И. И. Гришин, Е. Н. Колесников, К. А. Колинко, М. Е. Сидорюк, А. Н. Храбров // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. 45. № 5. С. 91-100. – EDN SVQCOX – ISSN 0321-3439.
22. *Вождаев Е. С.* Некоторые особенности самопроизвольных колебаний по крену треугольного крыла $\chi_{\text{пл.к}}=75^\circ$ на больших углах атаки / Е. С. Вождаев, А. Н. Жук, Г. И. Столяров // Ученые записки ЦАГИ. 1993. Т. 24. № 3. С. 148-154. – EDN KZXUAV – ISSN 0321-3439.
23. *Беговщиц В. Н.* Метод свободных колебаний на упругом шарнире для исследования нестационарных аэродинамических производных на трансзвуковых скоростях / В. Н. Беговщиц, С. В. Кабин, К. А. Колинко, П. Д. Нуштаев, А. Н. Храбров // Ученые Записки ЦАГИ. 1996. Т. 27. № 3-4. С. 39-50. – EDN KYQUBX – ISSN 0321-3439.
24. *Колинко К. А.* Совершенствование методики измерения комплексов вращательных и нестационарных аэродинамических производных моделей ЛА в АДТ Т-128 ЦАГИ / К. А. Колинко, Я. А. Крылова, А. Н. Храбров // Дополнение к материалам КИМИЛА-2020: Дополнение к материалам IV Отраслевой конференции по измерительной технике и метрологии КИМИЛА-2020, Жуковский, 10–11 ноября 2021 года. Жуковский: Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2021. С. 135-143. – EDN QWCZOV.
25. *Луценко И. В.* Экспериментальные исследования колебаний цилиндра в воздушном потоке / И. В. Луценко, А. Н. Рябинин // Вестник Санкт-Петербургского университета. Математика. Механика. Астрономия. 2007. № 2. С. 120-123. – EDN JSGPUV.
26. *Кауфман Д. В.* Экспериментальное определение вращательных производных тела вращения с различными головными частями / Д. В. Кауфман, А. Н. Рябинин // Естественные и математические науки в современном мире. 2017. № 4-5(51). С. 52-56. – EDN YNBVZZ – ISSN 2309-3560.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ ПЛАНЕРА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ANSYS

Колоденец Н. А.
Малеронок В. В.
Романенок С. Н.

*Белорусская государственная академия авиации
(г. Минск, Республика Беларусь)*

Аннотация. Целью данного исследования является построение точной 3D-модели беспилотного летательного аппарата «Суперкам С350» в программе SolidWorks, а также расчет аэродинамических характеристик показателей планера в среде Ansys. С использованием модуля CFX получены значения подъемной силы (Y_a) и силы лобового сопротивления (X_a), которые использованы для расчета аэродинамических коэффициентов (C_{ya} , C_{xa}). Аэродинамические коэффициенты, в частности, характеризуют качество профиля крыла, что позволяет добиться требуемых летных свойств планера еще на стадии моделирования.

Предложенная методика позволяет определить аэродинамические показатели планера любого летательного аппарата по его техническим характеристикам без использования аэродинамической трубы путем моделирования.

Ключевые слова: аэродинамические коэффициенты, подъемная сила, лобовое сопротивление, беспилотный летательный аппарат, моделирование в SolidWorks, моделирование в ANSYS.

DETERMINATION OF AERODYNAMIC COEFFICIENTS OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE IN ANSYS

Kolodenets N. A.
Maleronok V. V.
Romanenok S. N.

*Belarusian State Academy of Aviation
(Minsk, Republic of Belarus)*

Abstract. The purpose of the research is to build an accurate 3D model of the Supercam C350 unmanned aerial vehicle in SolidWorks, as well as to calculate the aerodynamic characteristics of the airframe in the Ansys environment. Using the CFX module, the values of lift force (Y_a) and drag force (X_a) were obtained, which were used to calculate the aerodynamic coefficients (C_{ya} , C_{xa}). Aerodynamic coefficients characterize the quality of the wing profile, which makes it possible to achieve the required flight properties of the airframe at the modeling stage.

The proposed method makes it possible to determine the aerodynamic parameters of the airframe based on its technical characteristics without the use of a wind tunnel through modeling.

Keywords: aerodynamic coefficients, lift, drag, unmanned aerial vehicle, modeling in SolidWorks, modeling in ANSYS.

Введение

Моделирование помогает проектным организациям сократить цикл разработки, состоящий в изготовлении образцов-прототипов, их испытаний и повторном изготовлении образцов, а также исключить дорогостоящий процесс доработки изделия. Моделирующие программы используются для оптимизации проектных разработок на ранних стадиях, что снижает стоимость продукции. В ряде случаев испытания образцов являются нежелательными или даже невозможными.

В работе использованы численные методы математического моделирования, реализованные в Ansys CFX, основанные на решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса.

Исходные данные и 3D-моделирование Суперкам С350.

В качестве объекта моделирования выбран беспилотный летательный аппарат (БЛА) Суперкам С350 – это небольшой БЛА, который может использоваться для выполнения задач, связанных с аэрофотосъемкой и мониторингом окружающей среды, а также для разведки местности в военных целях. Данный БЛА обладает техническими характеристиками, представленными в таблице 1.

Таблица 1 – Технические характеристики БЛА Supercam S350 [1].

Параметр, единицы измерения	Значение
Размах крыла, м	3,2
Время полета, ч	4,5
Скорость, км/ч	65-120
Дальность действия видеоканала, км	до 50-100
Радиус действия радиолинии, км	до 70-100
Макс. дальность полета, км	не менее 240
Макс. взлетный вес, кг	11,5
Рабочая высота полета, м	1500-5000

Особенности конструкции включают в себя использование легких материалов для создания крыла и фюзеляжа, а также использование электрического двигателя для привода винта.

Для создания точной 3D-модели Суперкам С350 использовалось сочетание программ SolidWorks и AutoCad. Необходимо отметить, что данные программные продукты самодостаточны в отношении решения задач такого рода, однако для достижения удобства работы, авторы использовали указанное сочетание программных продуктов.

Процесс моделирования включает в себя создание каждой детали аппарата и их сборку в единую модель.

Для создания точной трехмерной модели планера была использована реальная модель в качестве основы, а также чертежи. При создании профиля летательного аппарата требуется импортировать чертеж в программу AutoCad и корректно отмасштабировать его согласно реальным размерам летательного аппарата (таблица 1).

Далее выполнено построение нервюр, которые соответствуют горизонтальной проекции летательного аппарата, и соединение их командой «Лофт» (рисунок 1).

Изначально трехмерная модель создана в программе Autocad с целью получения необходимых размеров для построения аналогичной модели в Solidworks, поскольку программа Autocad располагает более удобным инструментарием для выполнения данной процедуры построения.

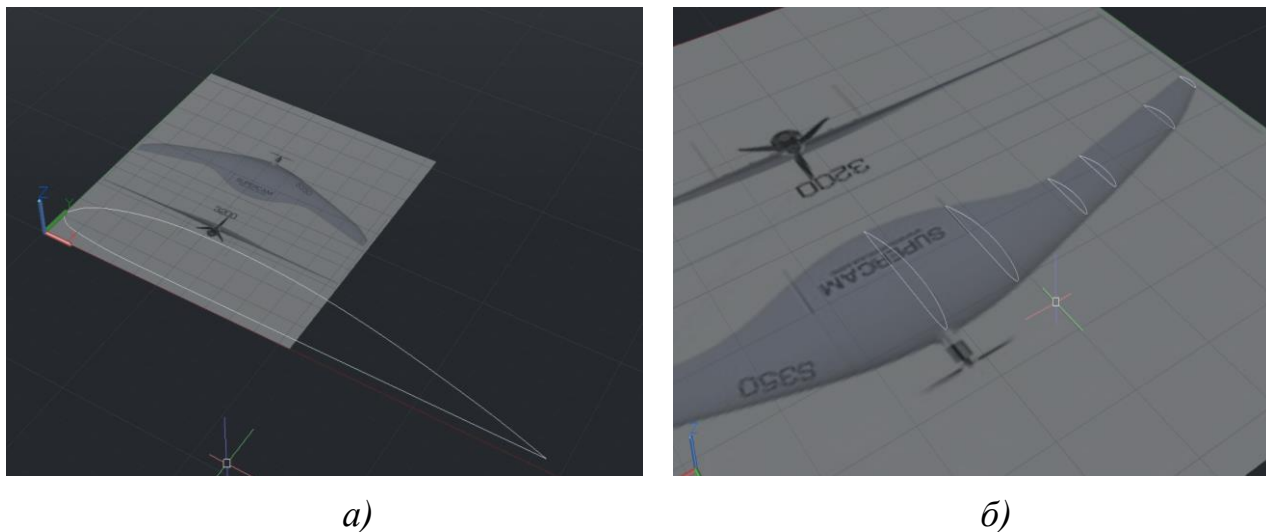


Рисунок 1 – Процесс построения и компоновки нервюр крыла БЛА «Суперкам С350» в AutoCad, *Источник: https://www.parkflyer.ru/ru/blogs/view_entry/15404/*:
(а) создания нервюры планера; (б) распределение нервюр, повторяющих горизонтальную проекцию фюзеляжа

Далее выполнено импортирование полноразмерной модели БЛА и аналогичное построение нервюр в программном обеспечении SolidWorks, так как основные вычисления будут осуществляться в рамках программы Ansys с сохранением размеров БЛА (рисунок 2).

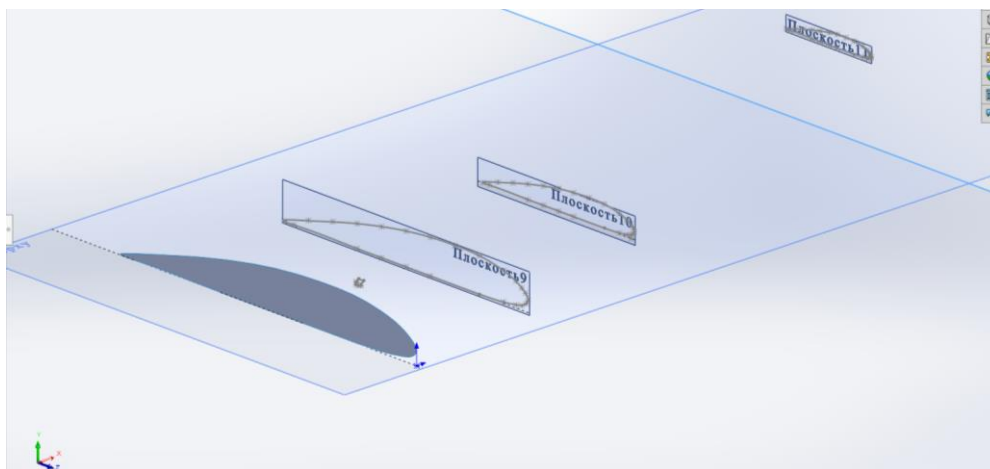


Рисунок 2 – Распределение нервюр, повторяющих горизонтальную проекцию фюзеляжа в программе SolidWorks

Объединение всех ранее созданных компонентов выполнено путем применения команды «Бобышка/основание по сечениям» (рисунок 3).

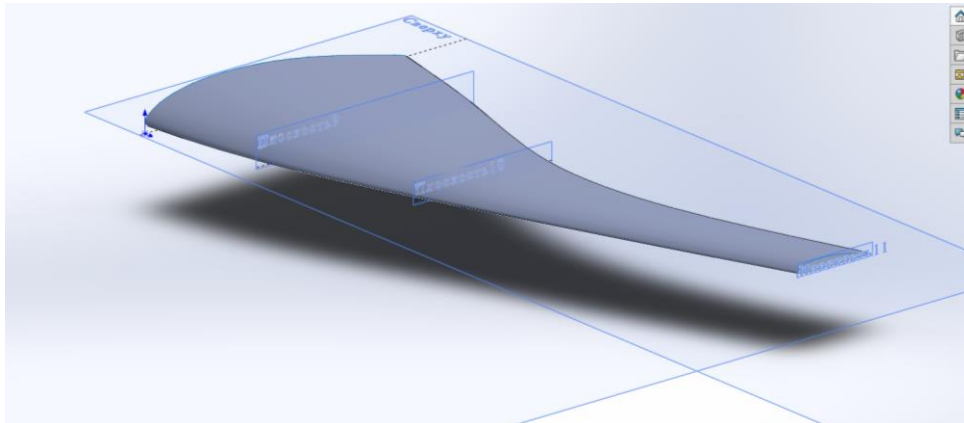


Рисунок 3 – Процесс построения левой консоли в приложении SolidWorks

Далее в приложении AutoCad произведено построение полноразмерного профиля киля и повторение действий, аналогично описанному процессу формирования консоли крыла в SolidWorks (рисунки 5, 6, 7).

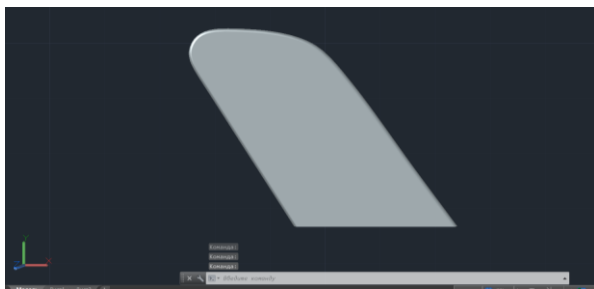


Рисунок 5 – Построение киля в приложении AutoCad

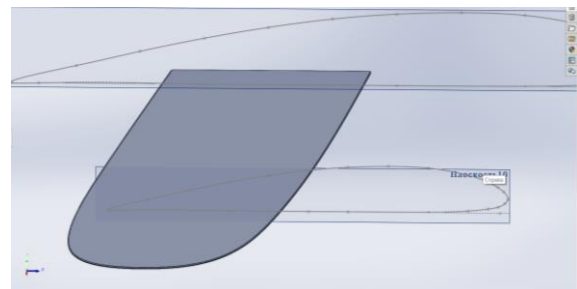


Рисунок 6 – Построение киля в приложении SolidWorks

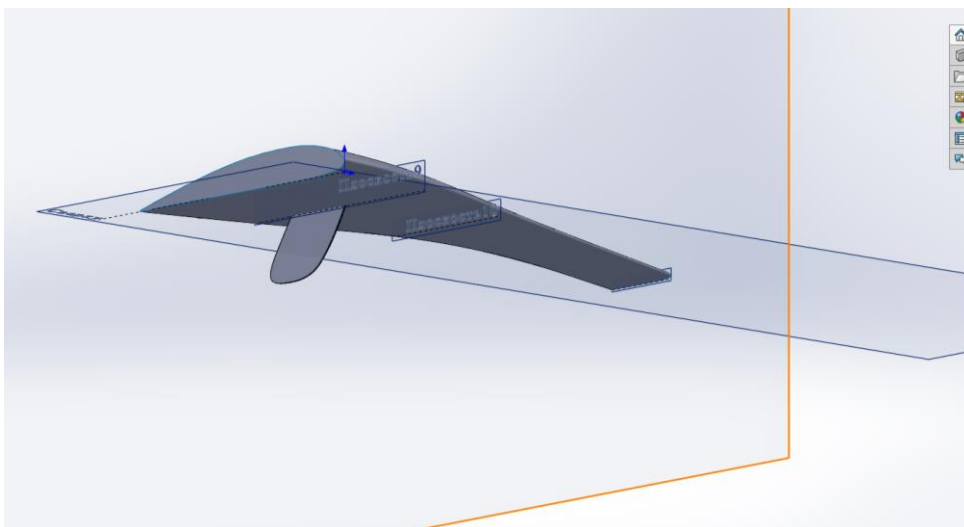


Рисунок 7 – Процесс завершения построения левой части БЛА

Преимущества 3D-моделирования включают возможность проверки соответствия размеров и формы деталей, а также возможность создания виртуального прототипа, который может быть использован для тестирования различных конструктивных решений.

Расчет аэродинамической конструкции.

Для расчета аэродинамических характеристик Суперкам С350 использовано программное обеспечение Ansys (модуль CFX). Процесс расчета включает в себя создание 3D-модели аппарата, настройку параметров моделирования и запуск расчета.

Для инициации расчетов в программе Ansys выполняется операция импорта геометрии из Solidworks в среду моделирования Disiner (рисунок 8).

Затем, в блоке Mesh выполняется построение неструктурированной тетраэдрической конечно-элементной сетки (≈ 6 млн. элементов) с замельчением вблизи стенок, и десятью структурированными призматическими слоями с общей толщиной 50 мм (рисунок 9).

При этом, размер первого слоя элементов принят согласно источнику [3]. В соответствии с данным источником, для учета характеристик вязкого пограничного слоя при решении задач внешней дозвуковой аэродинамики летательных аппаратов, размерность элементов первого слоя должна составлять $h = 10^{-4} \cdot b$ (где b – длина хорды крыла). Последующие слои построены с приращением их высоты на 10 % от высоты предыдущего слоя (рисунок 9, б).

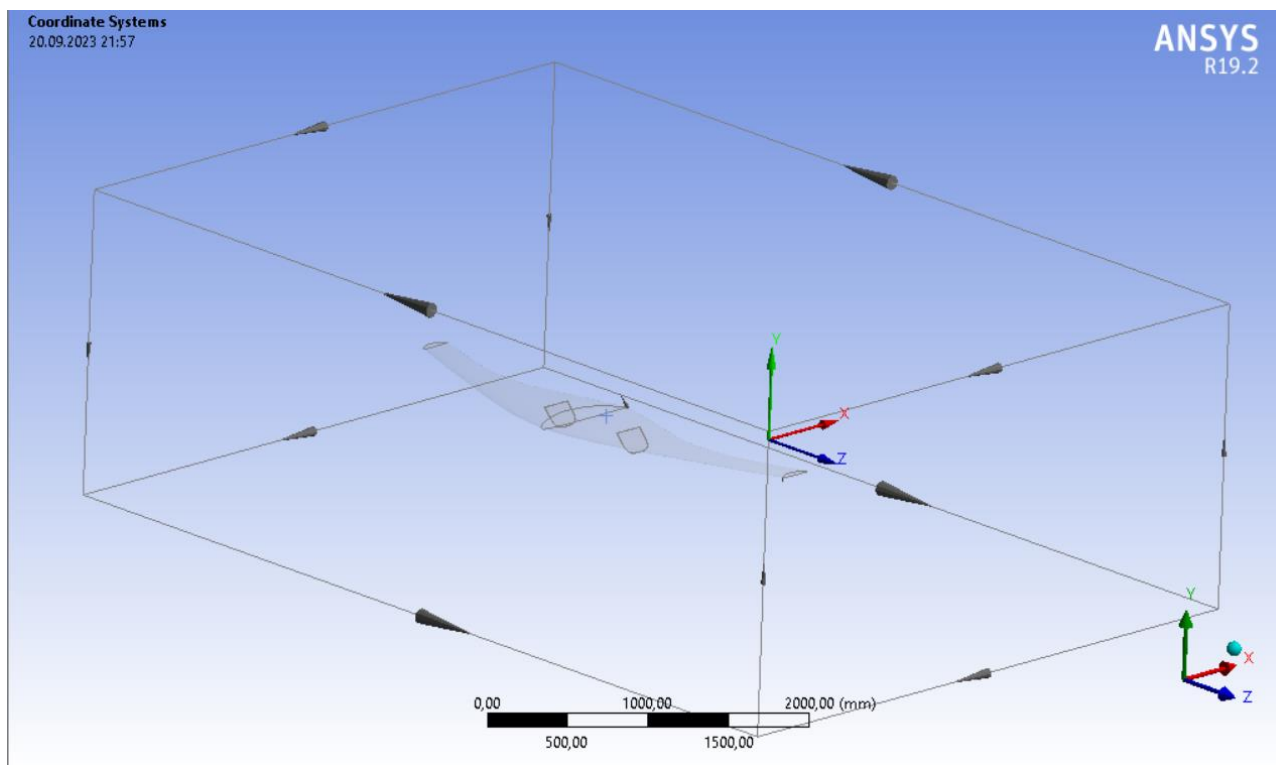
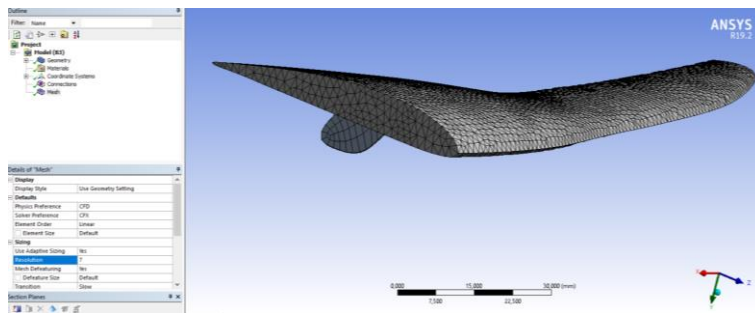
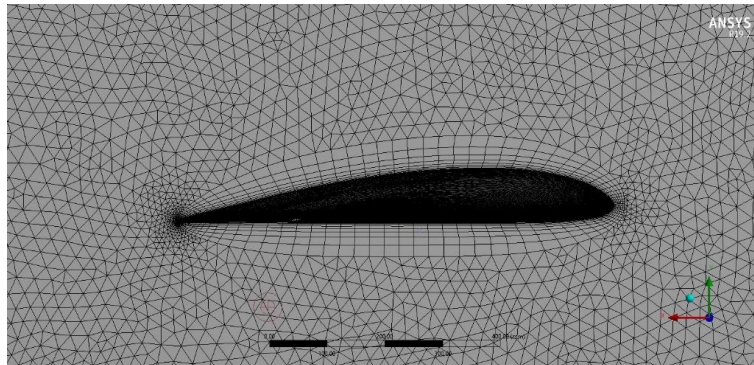


Рисунок 8 – Импортированная модель Суперкам С350



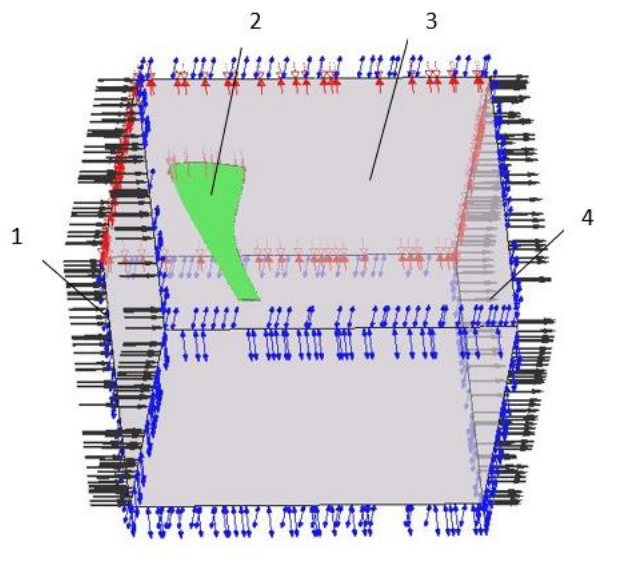
a)



б)

Рисунок 9 – Сетка, соответствующая необходимым заданным параметрам для решения задачи: (а) консоли планера; (б) пограничного слоя в среде

Далее выполнено задание граничных условий для расчета (рисунок 10). В зависимости от типа задачи могут быть заданы различные типы граничных условий, например, задание температуры или скорости потока на поверхности тела [4].



1 – входная граница; 2 – обтекаемое тело; 3 – границы с нулевым давлением;
4 – выходная граница

Рисунок 10 – Расчетная область с заданными граничными условиями

Для решения рассматриваемой задачи модель поместили в объем газа (см. рисунок 10). На поверхности модели 2 задавались условия непротекания и прилипания – составляющие вектора скорости газа равны нулю ($V=0$). На входной границе 1 задавались значения скорости в диапазоне от 65 до 120 км/ч со статической температурой 288 К и нормальным атмосферным давлением 101325 Па, а на выходной границе 4 задавались условия выхода с параметрами входной границы.

На границах 3 задавались граничные условия – равенство нулю избыточного давления, при этом через эти границы происходит свободный вход – выход воздуха в расчетную область.

Модель турбулентности во всех расчетах – k - ϵ (для установившейся турбулентности, учитывающая сжимаемость и конвекцию) со средней интенсивностью (5%).

После этого был запущен процесс расчета. В процессе расчета программа решает уравнения, описывающие физические явления, и вычисляет нужные характеристики, такие как температура, давление, скорость и т.д. По окончании расчета результаты можно визуализировать в блоке Postprocessing. Визуализация может быть выполнена в виде графиков, диаграмм, а также трехмерных моделей, что позволяет получить более наглядное представление о происходящих процессах (рисунок 11).

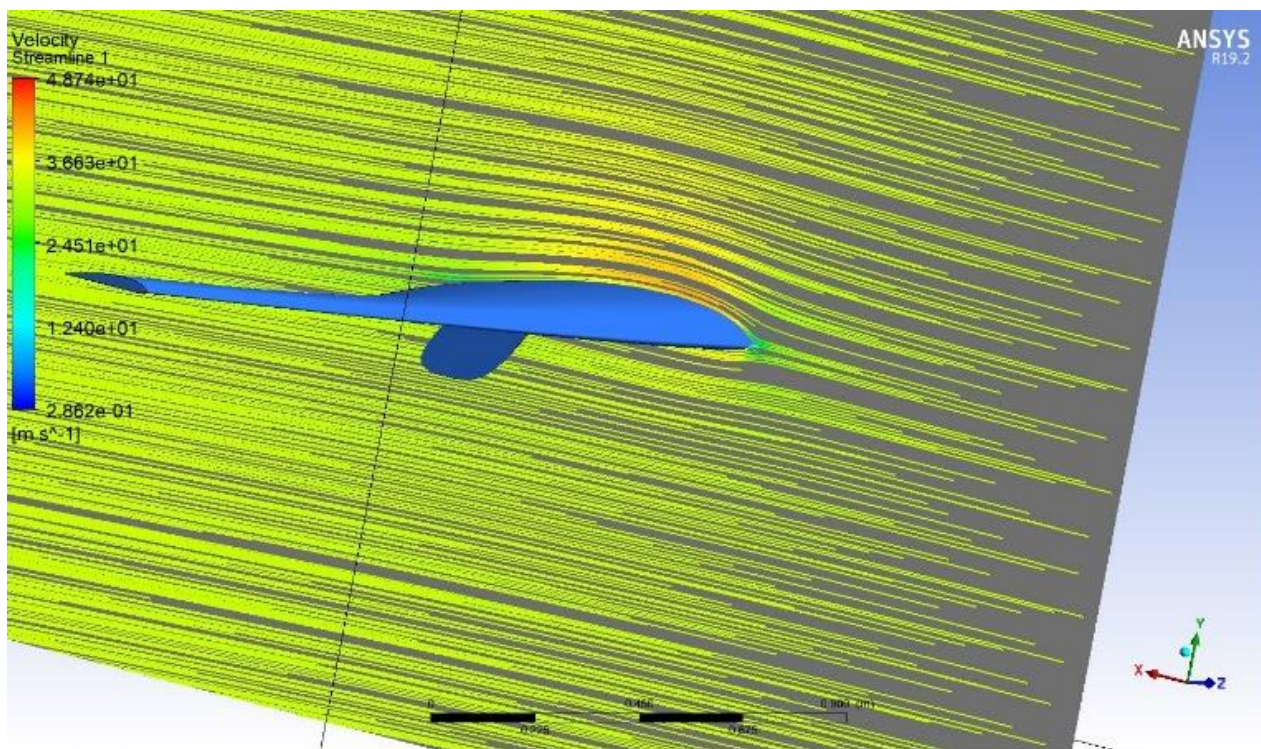


Рисунок 10 – Линии тока скоростей, отражающие направление движения газа при заданных параметрах

Таким образом, процесс расчета в Ansys включает в себя несколько этапов, начиная от подготовки геометрии и создания сетки, до настройки физических свойств и запуска расчета. Результаты расчета могут быть

получены в виде численных значений или визуализации, что позволяет более полно оценить поведение системы в различных условиях.

Результаты и их обсуждение. Расчет аэродинамических характеристик БЛА.

При обтекании самолета потоком воздуха на его поверхности возникают распределенные силы давления и трения (рисунок 11).

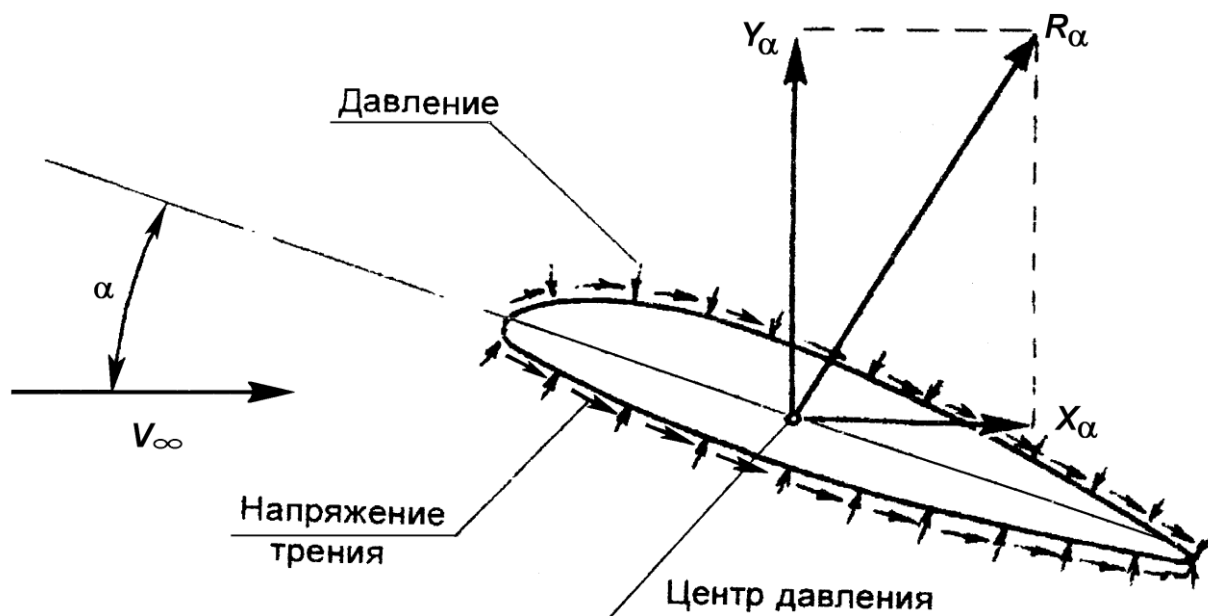


Рисунок 11 – Возникновение аэродинамических сил на крыле

Для расчета летных характеристик планера удобно разложить силу R_a на две составляющие: подъемную силу Y_a , которая перпендикулярна вектору воздушной скорости V_∞ , и силу лобового сопротивления X_a , которая направлена по вектору скорости невозмущенного потока V_∞ (против направления полета) (согласно Старикову Ю.Н. Учебное пособие: Основы аэродинамики летательного аппарата).

В горизонтальном полете подъемная сила уравнивает вес самолета, что обеспечивает постоянство высоты полета, а сила лобового сопротивления уравнивается силой тяги двигателей, что необходимо для поддержания постоянства скорости.

Для расчета Y_a и X_a используются уравнения из формул (1), (2):

$$Y_a = c_{y_a} \frac{\rho V_\infty^2}{2} S ; \quad (1)$$

$$X_a = c_{x_a} \frac{\rho V_\infty^2}{2} S , \quad (2)$$

где ρ – плотность воздуха, которая при малых скоростях принимается постоянной, кг/м³;

V_∞ – воздушная скорость невозмущенного потока (воздушная), км/ч;

S – площадь крыла, м²;

C_{ya} – коэффициент подъемной силы;

C_{xa} – коэффициент силы лобового сопротивления.

Из формул (1) и (2) можно сделать вывод, что подъемная сила и сила лобового сопротивления возрастают при увеличении плотности воздуха, скорости и площади крыла.

Все остальные факторы, влияющие на эти аэродинамические силы, учитываются через аэродинамические коэффициенты. В полете они изменяются в основном при изменении угла атаки и зависят от формы профиля крыла.

В результате моделирования горизонтального полета в Ansys установлены значения подъемной силы Y_a (рисунок 12) и силы лобового сопротивления X_a при разных скоростях полета V [5, 6].

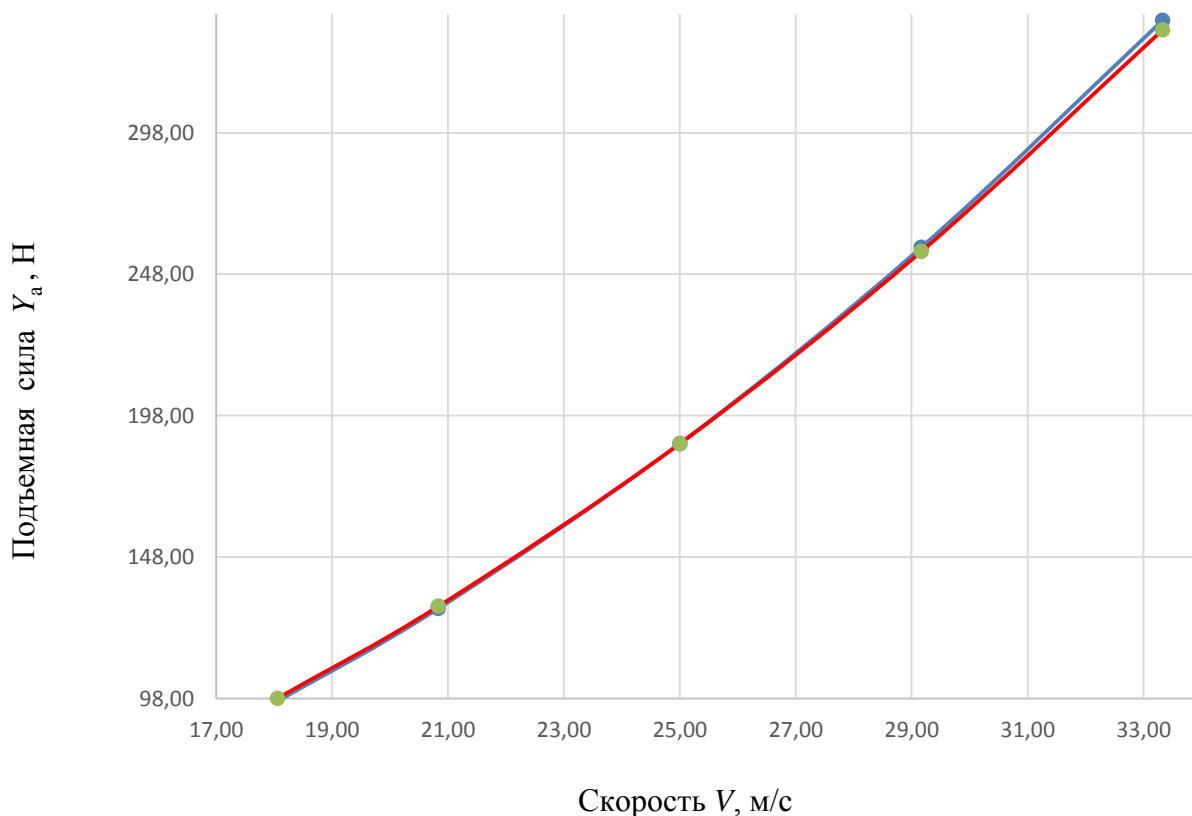


Рисунок 12 – Зависимость подъемной силы от скорости полета БЛА

По известным величинам ρ , S на основании формул (1), (2) произведен расчет аэродинамических коэффициентов (C_{ya} , C_{xa}) (таблица 2).

Таблица 2 – Результат расчета аэродинамических коэффициентов

Параметр	Y_a	X_a	V		C_y	C_x
Ед. измерения	Н	Н	км/ч	м/с		
Значение	97,04	6,86	65	18,06	0,1825	0,0129
	129,85	9,02	75	20,83	0,1834	0,0127
	188,16	12,79	90	25,00	0,1846	0,0125
	257,49	17,20	105	29,17	0,1856	0,0124
	337,76	22,24	120	33,33	0,1864	0,0123
			Средние		0,1845	0,0126

Заключение

3D-моделирование и расчет аэродинамической конструкции являются важными инструментами в разработке беспилотных летательных аппаратов. Они позволяют создавать точные модели и определять лучшие конструкционные решения, что может привести к улучшению производительности и эффективности аппаратов. Перспективы развития технологий в этой области включают использование искусственного интеллекта для автоматической оптимизации конструкции и управления полетом.

Так, представленная методика определения аэродинамических характеристик может быть применена к любому планеру летательного аппарата. Однако дальнейшие научные исследования будут направлены на верификацию полученных результатов путем натурального эксперимента в аэродинамической трубе с использованием напечатанной 3-D модели БЛА по модели, использованной при моделировании в ANSYS.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Supercam S350 // [Электронный ресурс]. – 2023. URL: <https://supercam.aero/catalog/supercam-s350> (дата обращения: 21.09.2023)
2. DXF модели AutoCAD // [Электронный ресурс]. – 2023. URL: https://www.parkflyer.ru/ru/blogs/view_entry/15404/ (дата обращения: 21.09.2023)
3. Корнев С. В. Требования к расчетным сеткам для решения задач внешней дозвуковой аэродинамики летательных аппаратов / С.В. Корнев, Л.Г. Артамонова // Труды МАИ. 2012. № 61. С. 8. – EDN PTZSEX.
4. Замолоцких О. А. Определение аэродинамических характеристик неуправляемых авиационных средств поражения в связке с летательным аппаратом в программном комплексе Ansys CFX / О. А. Замолоцких, А. А. Испулов, А. В. Волчок // Вестник ТГТУ. 2018. Т. 24. № 2. С. 203-209.
5. Расчет аэродинамических характеристик крыла с использованием программного комплекса ANSYS CFX // [Электронный ресурс]. – 2011. URL: <https://sapr.ru/article/22024> (дата обращения: 21.09.2023)
6. Батурин О. В. Расчет течений жидкостей и газов с помощью универсального программного комплекса. Часть 3. Работа в программе Fluent/ О. В. Батурин, И. И. Морозов, В. Н. Матвеев. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2008. 115 с.

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ИНТЕНСИВНОСТИ
СНИЖЕНИЯ ШУМА НА НАИБОЛЕЕ БЛАГОПРИЯТНЫХ ДЛЯ
ЧЕЛОВЕКА СЛЫШИМЫХ ЗВУКАХ, ОСНОВАННОЕ НА ЭФФЕКТЕ
ГЕНЕРАТОРА ГАРТМАНА**

Кондратьева М. А.
Кузнецов С. Н., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. В статье представлены экспериментальные исследования, направленные на снижение интенсивности шума. Исследования проводились на газоструйном излучателе (основанном на эффекте Гартмана) с различными диаметрами сопел излучателя. Проведен расчет геометрических параметров газоструйного излучателя для наиболее благоприятных для человека звуковых частот. По результатам исследования представлены звуковые аудиограммы (спектр звука, частотные характеристики) по рассчитанным геометрическим параметрам газоструйного излучателя.

Ключевые слова: газоструйный излучатель, эффект Гартмана, шум, уровень громкости, аудиограмма, спектр звука, частотные характеристики.

**EXPERIMENTAL STUDY OF NOISE REDUCTION INTENSITY AT THE
MOST FAVORABLE FOR HUMAN AUDIBLE SOUNDS BASED ON THE
GARTMAN GENERATOR EFFECT**

Kondratieva M. A.
Kuznetsov S. N., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. The paper presents experimental studies aimed at reducing noise intensity. The research was carried out on a gas-jet radiator (based on the Hartmann effect) with different diameters of the radiator nozzles. The geometric parameters of the gas-jet emitter were calculated for the most favourable sound frequencies for a person. According to the results of the study sound audiograms (sound spectrum, frequency characteristics) are presented according to the calculated geometrical parameters of the gas-jet emitter.

Keywords: gas-jet emitter, Hartmann effect, noise, volume level, audiogram, sound spectrum, frequency characteristics.

Введение

Полностью исключить шумовое воздействие реактивного двигателя на человеческий организм на современном этапе развития науки невозможно. Применение различных конструктивных элементов приводит к частичному уменьшению шума на несколько единиц или десятков децибел [1; 2; 3; 4].

Французский отоларинголог Альфред Томатис установил, что наиболее благоприятные для человека слышимые звуки – это высокоустойчивые импульсы на частотах f от 5 до 8 кГц (5000...8000 Гц) при длине волны λ от 0,069 м до 0,043 м, скорости звука $c=343$ м/с, $t_в=20^0\text{C}$ [5]. На частотах более 20000 Гц (ультразвук) человек перестает различать звук ($\lambda = 0,017$ м).

Определение интенсивности снижения шума осуществлялось на изготовленном газоструйном излучателе, основанном на эффекте Гартмана (рисунок 1).

С целью определения граничных условий проведения экспериментальных исследований был проведен расчет допустимого давления на срезе сопла P_c при условии, что перепад на срезе сопла должен быть ниже критического в диапазоне (согласно Энциклопедии по машиностроению XXL):

$$0,21 < \frac{P_a}{P_c} < 0,528.$$

При этом учитывалось, что нормальное атмосферное давление составляло $P_a=720$ мм рт.ст= $0,979$ кгс/см³= $0,096$ МПа, а температура воздуха $t_в=20^0\text{C}$.

Расчет проводился для верхнего и нижнего пределов перепада давления.

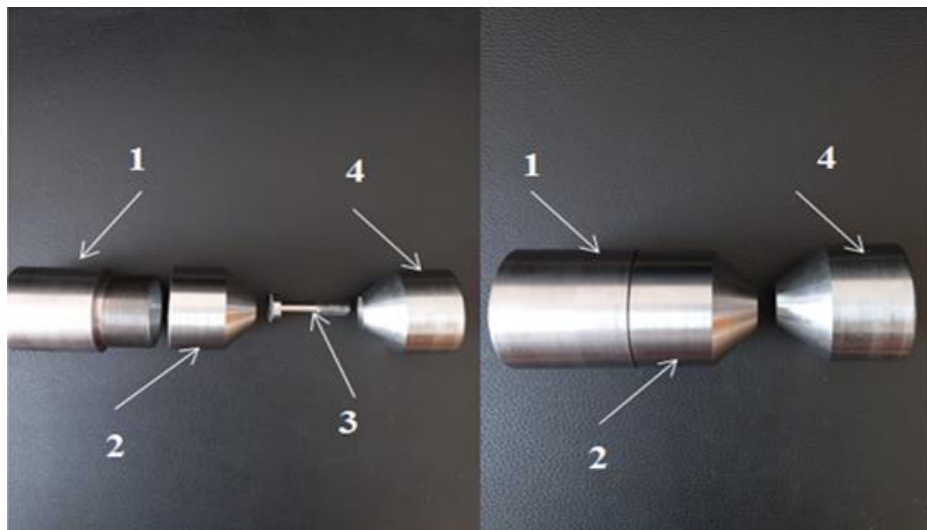
При верхнем пределе: $\frac{P_a}{P_c} = 0,528$;

$$P_{c1} = \frac{P_a}{0,528} = \frac{0,096}{0,528} = 0,181 \text{ МПа}$$

При нижнем пределе: $\frac{P_a}{P_c} = 0,21$;

$$P_{c2} = \frac{P_a}{0,21} = \frac{0,096}{0,21} = 0,457 \text{ МПа}$$

Геометрические параметры газоструйного излучателя рассчитывались для частот $f=5000$ Гц, $f=8000$ Гц, $f=20000$ Гц.



1 – корпус, 2 – сопло, 3 – вкладыш, 4 – резонатор.

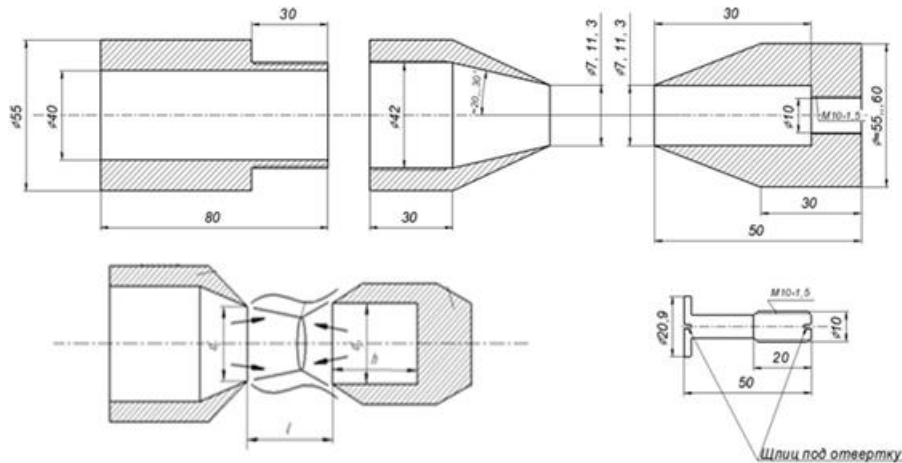


Рисунок 1 – Газоструйный излучатель акустических колебаний (Генератор Гартмана)

Диаметр сопла генератора d_c для граничных условий рассчитывался с использованием формулы (согласно Энциклопедии по машиностроению XXL):

$$f_{max} = \frac{5860}{d_c} \quad (1)$$

для $f=5000$ Гц

$$d_c = \frac{5860}{f_{max}} = \frac{5860}{5000} = 1,172 \text{ см} \approx 11 \text{ мм}$$

для $f=8000$ Гц

$$d_c = \frac{5860}{f_{max}} = \frac{5860}{8000} = 0,7325 \text{ см} \approx 7 \text{ мм}$$

для $f=20000$ Гц

$$d_c = \frac{5860}{f_{max}} = \frac{5860}{20000} = 0,293 \text{ см} \approx 3 \text{ мм}$$

Потребный расход воздуха Q на срезе сопла d_c определялся из соотношения (согласно Энциклопедии по машиностроению XXL):

$$\frac{Q}{d_c^2} = \frac{0,852(P_c + 1,023) \text{ м}^3}{\text{мин}} \cdot \text{см}^2 \quad (2)$$

Исходя из приведенного выражения расход воздуха Q :

$$Q = d_c^2 0,852(P_c + 1,023)$$

А. При $P_{c1}=0,181$ МПа=1,846 кгс/см²

– при $d_c=11$ мм:

$$Q = (1,1)^2 0,852(1,846 + 1,023) = 2,96 \text{ м}^3 / \text{мин} = 178 \text{ м}^3 / \text{час}$$

– при $d_c=7$ мм:

$$Q = (0,7)^2 0,852(1,846 + 1,023) = 1,2 \text{ м}^3/\text{мин} = 72 \text{ м}^3/\text{час}$$

– при $d_c=3\text{мм}$:

$$Q = (0,3)^2 0,852(1,846 + 1,023) = 0,22 \text{ м}^3/\text{мин} = 13,2 \text{ м}^3/\text{час}$$

Б. При $P_{c2}=0,457 \text{ МПа}=4,66 \text{ кгс/см}^2$

– при $d_c=11\text{мм}$:

$$Q = (1,1)^2 0,852(4,66 + 1,023) = 5,9 \text{ м}^3/\text{мин} = 354 \text{ м}^3/\text{час}$$

– при $d_c=7\text{мм}$:

$$Q = (0,7)^2 0,852(4,66 + 1,023) = 2,4 \text{ м}^3/\text{мин} = 144 \text{ м}^3/\text{час}$$

– при $d_c=3\text{мм}$:

$$Q = (0,3)^2 0,852(4,66 + 1,023) = 0,44 \text{ м}^3/\text{мин} = 26,4 \text{ м}^3/\text{час}$$

Относительный диапазон R (диапазон регулировки изменения частот f , выраженный в процентах) определялся выражением (согласно Энциклопедии по машиностроению XXL):

$$R = 8,85(P_u - 0,93) \quad (3)$$

где $P_u = P_c - P_a$ – избыточное давление

– для $P_{c1}=1,846 \text{ кгс/см}^3$

$$R = 8,85(1,846 - 0,93) = 8\%$$

– для $P_{c2}=4,66 \text{ кгс/см}^3$

$$R = 8,85(4,66 - 0,93) = 24\%$$

Расстояние a_1 от сопла до начала первой области неустойчивости рассчитывалось по формуле (согласно Энциклопедии по машиностроению XXL):

$$a_1 = d_c [1 + 0,041(P_u - 0,93)^2] \quad (4)$$

– для $P_{c1}=1,846 \text{ кгс/см}^3$; $d_c=11 \text{ мм}$

$$a_1 = 1,1(1 + 0,041(10,2 \cdot 0,181 - 0,93)^2) = 1,14 \text{ см} = 11,4 \text{ мм}$$

– для $P_{c1}=1,846 \text{ кгс/см}^3$; $d_c=7 \text{ мм}$

$$a_1 = 0,7(1 + 0,041(10,2 \cdot 0,181 - 0,93)^2) = 0,72 \text{ см} = 7,2 \text{ мм}$$

– для $P_{c1}=1,846 \text{ кгс/см}^3$; $d_c=3 \text{ мм}$

$$a_1 = 0,3(1 + 0,041(10,2 \cdot 0,181 - 0,93)^2) = 0,31 \text{ см} = 3,1 \text{ мм}$$

– для $P_{c2}=4,66 \text{ кгс/см}^3$; $d_c=11 \text{ мм}$

$$a_1 = 1,1(1 + 0,041(10,2 \cdot 0,457 - 0,93)^2) = 1,73 \text{ см} = 17,3 \text{ мм}$$

– для $P_{c2}=4,66 \text{ кгс/см}^3$; $d_c=7 \text{ мм}$

$$a_1 = 0,7(1 + 0,041(10,2 \cdot 0,457 - 0,93)^2) = 1,1 \text{ см} = 11 \text{ мм}$$

– для $P_{c2}=4,66 \text{ кгс/см}^3$; $d_c=3 \text{ мм}$

$$a_1 = 0,3(1 + 0,041(10,2 \cdot 0,457 - 0,93)^2) = 0,47 \text{ см} = 4,7 \text{ мм}$$

Длина первой ячейки Δ (определяющая диапазон частот генерации) определялась по эмпирической формуле (согласно Энциклопедии по машиностроению XXL):

$$\Delta = 1,12d_c\sqrt{10,2 \cdot P_c - 0,93} \quad (5)$$

– для $P_{c1}=0,181$ МПа; $d_c=11$ мм

$$\Delta = 1,12 \cdot 1,1\sqrt{10,2 \cdot 0,181 - 0,93} = 1,18\text{см} = 11,8 \text{ мм}$$

– для $P_{c1}=0,181$ МПа; $d_c=7$ мм

$$\Delta = 1,12 \cdot 0,7\sqrt{10,2 \cdot 0,181 - 0,93} = 1,18\text{см} = 7,5 \text{ мм}$$

– для $P_{c1}=0,181$ МПа; $d_c=3$ мм

$$\Delta = 1,12 \cdot 0,3\sqrt{10,2 \cdot 0,181 - 0,93} = 0,32\text{см} = 3,2 \text{ мм}$$

– для $P_{c2}=0,457$ МПа; $d_c=11$ мм

$$\Delta = 1,12 \cdot 1,1\sqrt{10,2 \cdot 0,457 - 0,93} = 2,4\text{см} = 24 \text{ мм}$$

– для $P_{c2}=0,457$ МПа; $d_c=7$ мм

$$\Delta = 1,12 \cdot 0,7\sqrt{10,2 \cdot 0,457 - 0,93} = 1,5\text{см} = 15 \text{ мм}$$

– для $P_{c2}=0,457$ МПа; $d_c=3$ мм

$$\Delta = 1,12 \cdot 0,3\sqrt{10,2 \cdot 0,457 - 0,93} = 0,65\text{см} = 6,5 \text{ мм}$$

Расстояние между соплом и резонатором l должно находиться в пределах (согласно Энциклопедии по машиностроению XXL):

$$\Delta > l > 0,66(\Delta - a_1) \quad (6)$$

– для $P_{c1}=1,846$ кгс/см², $d_c=11$ мм

$$11,8 > l > 0,66(11,8 - 11,4) = 11,8 > l > 0,2 \text{ мм}$$

– для $P_{c1}=1,846$ кгс/см², $d_c=7$ мм

$$7,5 > l > 0,66(7,5 - 7,2) = 7,5 > l > 0,2 \text{ мм}$$

– для $P_{c1}=1,846$ кгс/см², $d_c=3$ мм

$$3,2 > l > 0,66(3,2 - 3,1) = 3,2 > l > 0,1 \text{ мм}$$

– для $P_{c2}=4,66$ кгс/см², $d_c=11$ мм

$$24 > l > 0,66(24 - 17,3) = 24 > l > 6,7 \text{ мм}$$

– для $P_{c2}=4,66$ кгс/см², $d_c=7$ мм

$$15 > l > 0,66(15 - 11) = 15 > l > 2,64 \text{ мм}$$

– для $P_{c2}=4,66$ кгс/см², $d_c=3$ мм

$$6,5 > l > 0,66(6,5 - 4,7) = 6,5 > l > 1,2 \text{ мм}$$

Мощность, отдаваемая излучателем, определялась по формуле (согласно Энциклопедии по машиностроению XXL):

$$W_a = 295d_c^2\sqrt{10,2 \cdot P_c - 0,93} \quad (7)$$

– для $P_{c1}=0,181$ МПа; $d_c=1,1$ см

$$W_a = 295 \cdot (1,1)^2\sqrt{10,2 \cdot 0,181 - 0,93} = 344\text{Вт}$$

– для $P_{c1}=0,181$ МПа; $d_c=0,7$ см

$$W_a = 295 \cdot (0,7)^2\sqrt{10,2 \cdot 0,181 - 0,93} = 138\text{Вт}$$

– для $P_{c1}=0,181$ МПа; $d_c=0,3$ см

$$W_a = 295 \cdot (0,3)^2 \sqrt{10,2 \cdot 0,181 - 0,93} = 265 \text{Вт}$$

– для $P_{c2}=0,457$ МПа; $d_c=1,1$ см

$$W_a = 295 \cdot (1,1)^2 \sqrt{10,2 \cdot 0,457 - 0,93} = 688 \text{Вт}$$

– для $P_{c2}=0,457$ МПа; $d_c=0,7$ см

$$W_a = 295 \cdot (0,7)^2 \sqrt{10,2 \cdot 0,457 - 0,93} = 279 \text{Вт}$$

– для $P_{c2}=0,457$ МПа; $d_c=0,3$ см

$$W_a = 3295 \cdot (0,3)^2 \sqrt{10,2 \cdot 0,181 - 0,93} = 51 \text{Вт}$$

Расчет мощности W_e , необходимой для поддержания воздушного потока проводился по формуле (согласно Энциклопедии по машиностроению XXL):

$$W_e = d_c^2 [5250(10,2 \cdot P_c + 1,033) \cdot (10,2 \cdot P_c + 1,033)^{0,291} - 1,01] \quad (8)$$

– для $P_{c1}=0,181$ МПа, $d_c=1,1$ см

$$W_e = 1,1^2 [5250(10,2 \cdot 0,181 + 1,033) \cdot (10,2 \cdot 0,181 + 1,033)^{0,291} - 1,01] = 6403 \text{ Вт}$$

– для $P_{c1}=0,181$ МПа, $d_c=0,7$ см

$$W_e = 0,7^2 [5250(10,2 \cdot 0,181 + 1,033) \cdot (10,2 \cdot 0,181 + 1,033)^{0,291} - 1,01] = 2593 \text{ Вт}$$

– для $P_{c1}=0,181$ МПа, $d_c=0,3$ см

$$W_e = 0,3^2 [5250(10,2 \cdot 0,181 + 1,033) \cdot (10,2 \cdot 0,181 + 1,033)^{0,291} - 1,01] = 476 \text{ Вт}$$

– для $P_{c2}=0,457$ МПа, $d_c=1,1$ см

$$W_e = 1,1^2 [5250(10,2 \cdot 0,457 + 1,033) \cdot (10,2 \cdot 0,457 + 1,033)^{0,291} - 1,01] = 23536 \text{ Вт}$$

– для $P_{c2}=0,457$ МПа, $d_c=0,7$ см

$$W_e = 0,7^2 [5250(10,2 \cdot 0,457 + 1,033) \cdot (10,2 \cdot 0,457 + 1,033)^{0,291} - 1,01] = 9530 \text{ Вт}$$

– для $P_{c2}=0,457$ МПа, $d_c=0,3$ см

$$W_e = 0,3^2 [5250(10,2 \cdot 0,457 + 1,033) \cdot (10,2 \cdot 0,457 + 1,033)^{0,291} - 1,01] = 1751 \text{ Вт}$$

Коэффициент полезного действия газоструйного излучателя η рассчитывался по формуле [5]:

$$\eta = 5,46 \frac{\sqrt{10,2 \cdot P_c - 0,93}}{(1 + 10,2 P_c)[(1 + 10,2 \cdot P_c)^{0,291} - 1,01]} \quad (9)$$

– для $P_{c1}=0,181$ МПа

$$\eta = 5,46 \frac{\sqrt{10,2 \cdot 0,181 - 0,93}}{(1 + 10,2 \cdot 0,181)[(1 + 0,181 \cdot 10,2)^{0,291} - 1,01]} = 5,35\%$$

– для $P_{c2}=0,457$ МПа

$$\eta = 5,46 \frac{\sqrt{10,2 \cdot 0,457 - 0,93}}{(1 + 10,2 \cdot 0,457)[(1 + 0,457 \cdot 10,2)^{0,291} - 1,01]} = 2,8\%$$

Расчетные значения сведены в таблицу 1.

Таблица 1 – Параметры газоструйного излучателя

№	$d_c = h$	$l_i, \text{мм}$	$P_c, \text{кгс/см}^2$	$P_c, \text{МПа}$	$P_a, \text{кгс/см}^2$	$P_a, \text{МПа}$	$f, \text{Гц}$	$Q, \text{м}^3/\text{час}$	$R, \%$	$\alpha_1, \text{мм}$	$\Delta, \text{мм}$	$W_a, \text{Вт}$	$W_e, \text{Вт}$	$\eta, \%$
1	11	0,2-11,8	1,846	0,181	0,979	0,096	5000	178	8	11,4	11,8	344	6403	5,35
	7	0,2-7,5	1,846	0,181	0,979	0,096	8000	72	8	7,2	7,5	138	2593	5,35
	3	0,1-3,2	1,846	0,181	0,979	0,096	20000	13,2	8	3,1	3,2	25	476	5,35
2	11	6,7-24	4,66	0,457	0,979	0,096	5000	354	24	17,3	24	688	23536	2,8
	7	2,6-15	4,66	0,457	0,979	0,096	8000	144	24	11	15	279	9530	2,8
	3	1,2-6,5	4,66	0,457	0,979	0,096	20000	26,4	24	4,7	6,5	51	1751	2,8

С целью проведения экспериментального исследования на основании расчетных параметров акустического газоструйного излучателя был изготовлен образец генератора с тремя типами насадок сопла, отличающихся друг от друга диаметром среза сопла $d_c=11 \text{ мм}$, $d_c=7 \text{ мм}$, $d_c=3 \text{ мм}$ (рисунок 1).

Излучатель устанавливался в воздуховод ($\text{Ø}=55 \text{ мм}$) на конце трубы экспериментальной установки рисунок 2.



Рисунок 2 – Экспериментальная установка

Для определения расхода воздуха через установку использовался промышленный расходомер ЭВ-200V.5. При диаметре трубопровода в 55 мм, мгновенный максимальный расход воздуха составлял 660 м³/час. Через корпус излучателя диаметром 40 мм расход составил 560 м³/час (без сопла). Для фиксации результатов использовалась программа «ЭМИС-Интегратор», которая по цифровому интерфейсу опрашивает расходомер и передает информацию на персональный компьютер.

В процессе эксперимента фиксировались значения расхода воздуха для разных диаметров сечений сопел и проводилась звукозапись с изменением величин h и l при диаметре резонатора $d_p=21$ мм, при этом учитывалось, что в современных газогенераторах с целью повышения их мощности и КПД принято соотношение $d_p \geq 1,6 d_c$ [6].

В экспериментальных исследованиях принимались следующие соотношения:

для сопла $d_c=11$ мм, $d_p/d_c=1,9$, т.е. $> 1,6$;

для сопла $d_c=7$ мм, $d_p/d_c=3$, т.е. $> 1,6$;

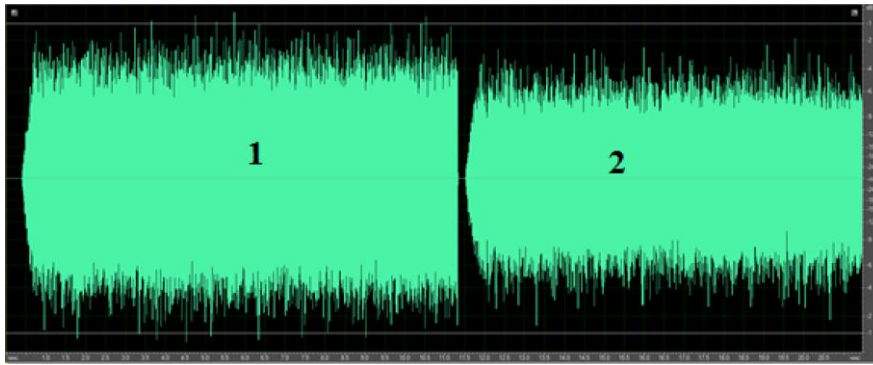
для сопла $d_c=3$ мм, $d_p/d_c=7$, т.е. $> 1,6$, что соответствует принятому соотношению.

Экспериментальные значения сведены в таблицу 2.

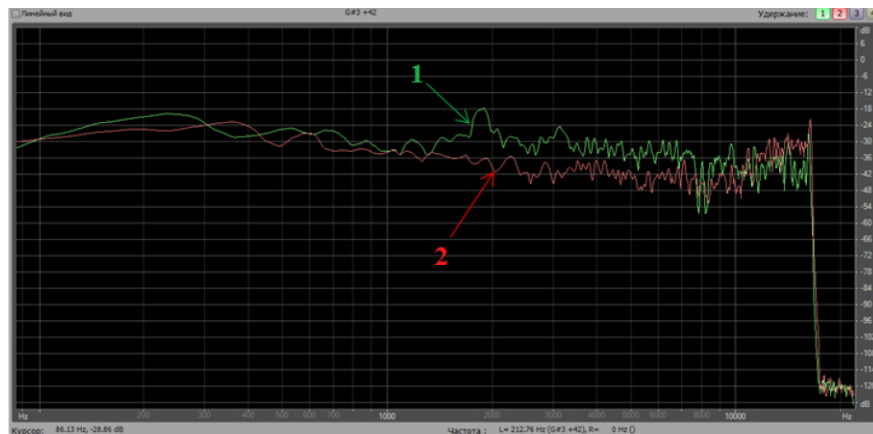
Таблица 2 – Данные эксперимента

d_c , мм	h , мм	l , мм	d_p , мм	Q , м ³ /час
11	11	11	21	140
	11	0	21	140
	0	11	21	140
	3	8	21	140
7	7	7	21	138
	7	2	21	138
	0	7	21	138
3	3	3	21	137
	3	1	21	137
	0	3	21	137

Анализ звукозаписи при $d_c=11$ мм (для $f=5000$ Гц) и различных расстояниях h и l (таблица 2) показал практически отсутствие снижения шума, это связано с низким расходом воздуха $Q=140$ м³/час, выдаваемым лабораторной установкой, при расчетном значении $Q=178$ м³/час. Однако регулировкой штока резонатора (h) и расстоянием (l) при значениях $h=3$ мм и $l=8$ мм произошло снижение шума приблизительно на 2-4 Дб (рисунок 3). При этом снижение уровня звука происходило на частотах от 2000 Гц до 8000 Гц.



а)

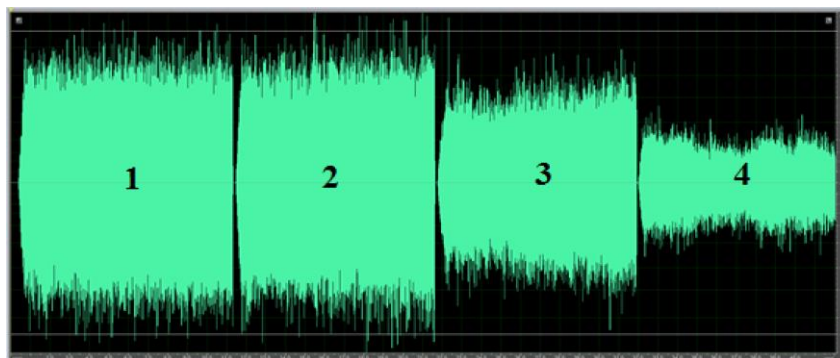


б)

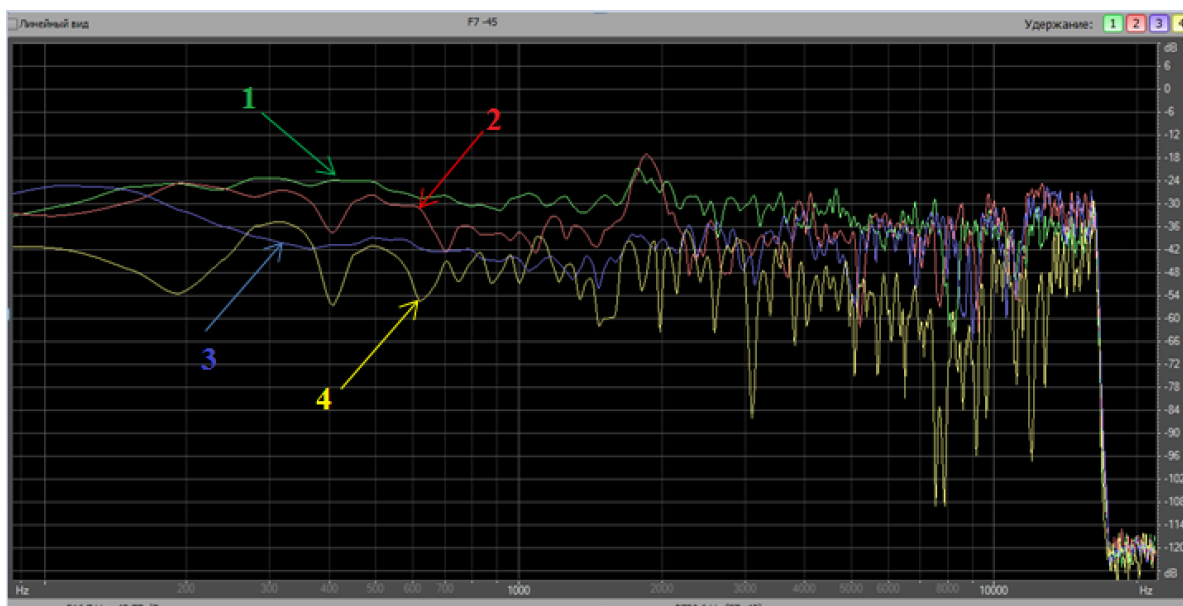
1 – спектр звука по диаметру 40 мм при расходе воздуха $Q=530\text{ м}^3/\text{час}$, 2 – спектр звука с применением сопла диаметром $d_c=11$ мм и $l=8$ мм, расход воздуха $Q=140\text{ м}^3/\text{час}$

Рисунок 3 – Аудиограмма шума с соплом $d_c=11$ мм (а – спектр звука, б – частотная характеристика)

Анализ звукозаписи при $d_c=7$ мм (для $f=8000$ Гц) и различных расстояниях h и l (таблица 2) показывает, наибольшее снижение шума происходит на расстоянии $h=0$ мм и $l=7$ мм (рисунок 4) и частотах f свыше 3000 Гц в среднем на величину от 30 Дб и более (рисунок 4 б).



а)

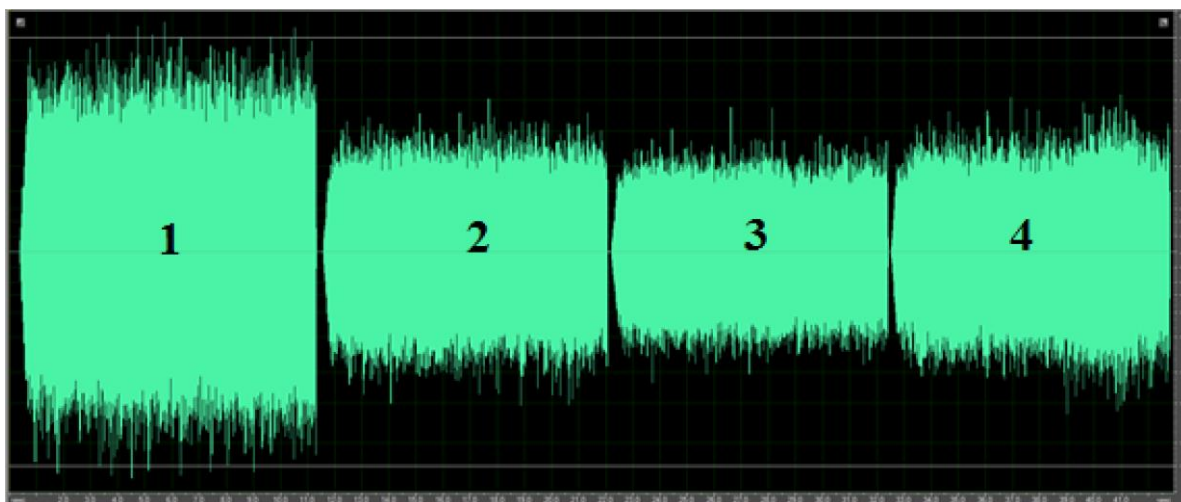


б)

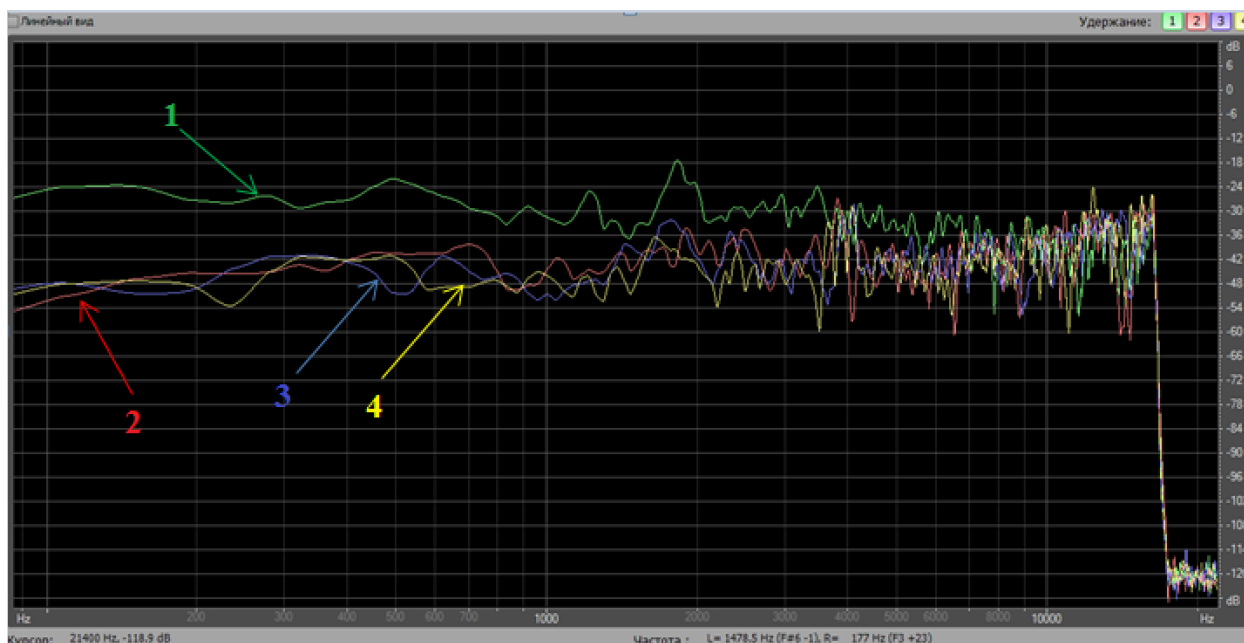
1 – спектр звука по диаметру 40 мм при расходе воздуха $Q=530 \text{ м}^3/\text{час}$; 2 – спектр звука с соплом $d_c=7 \text{ мм}$ и расстоянием $h=7 \text{ мм}$, $l=7 \text{ мм}$, при расходе воздуха $Q=138 \text{ м}^3/\text{час}$; 3 – спектр звука с соплом $d_c=7 \text{ мм}$ и расстоянием $h=7 \text{ мм}$, $l=2 \text{ мм}$, при расходе воздуха $Q=138 \text{ м}^3/\text{час}$; 4 – спектр звука с соплом $d_c=7 \text{ мм}$ и расстоянием $h=0 \text{ мм}$, $l=7 \text{ мм}$, при расходе воздуха $Q=138 \text{ м}^3/\text{час}$

Рисунок 4 – Аудиограмма шума с соплом $d_c=7 \text{ мм}$ (а – спектр звука, б – частотная характеристика)

Анализ звукозаписи при $d_c=3 \text{ мм}$ (для $f=20000 \text{ Гц}$) и различных расстояниях h и l (таблица 2) показывает, что наибольшее снижение шума происходит на расстоянии $h=3 \text{ мм}$ и $l=1 \text{ мм}$ (рисунок 5). Снижение шума произошло практически на всем диапазоне частот f в среднем на величину до 20Дб (рисунок 5 б).



а)

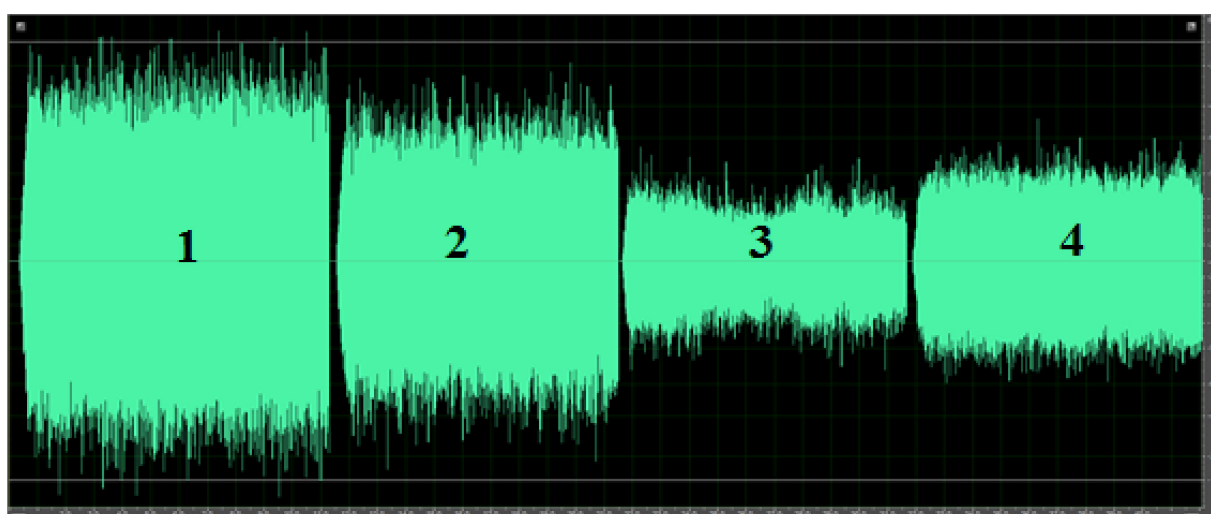


б)

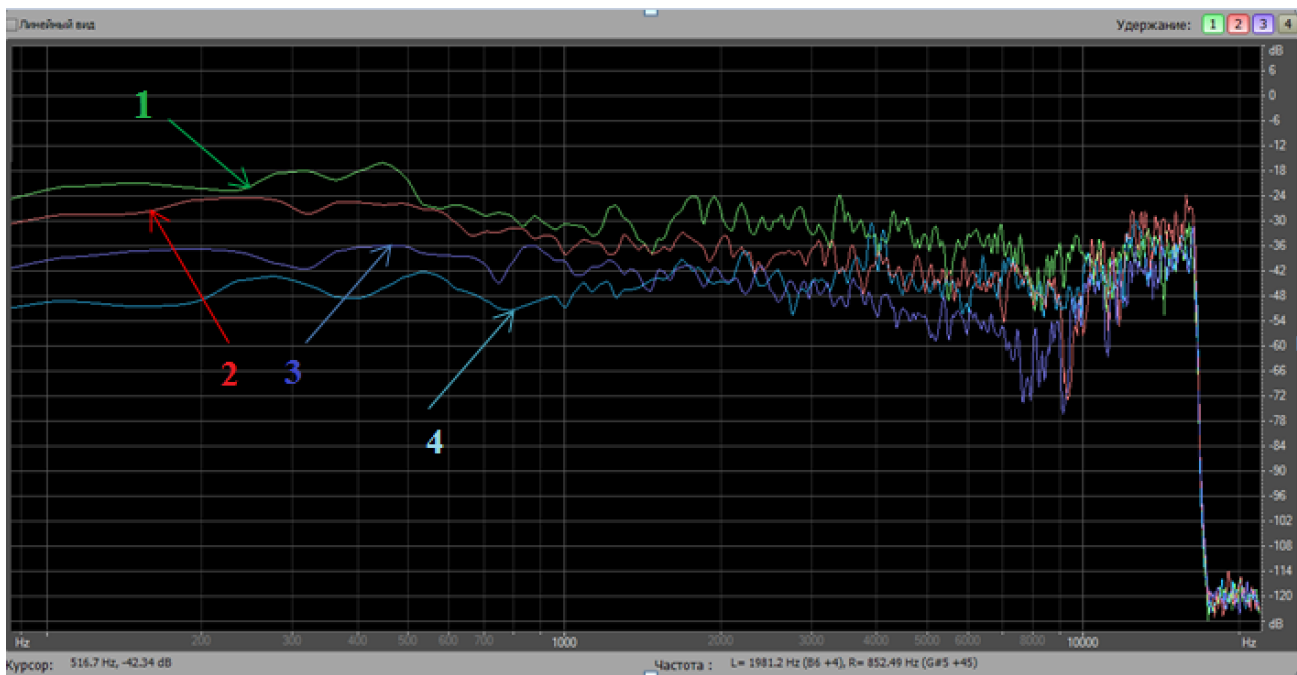
1 – спектр звука по диаметру 40 мм при расходе воздуха $Q=530 \text{ м}^3/\text{час}$; 2 – спектр звука с соплом $d_c=3 \text{ мм}$ и расстоянием $h=3 \text{ мм}$, $l=3 \text{ мм}$, при расходе воздуха $Q=137 \text{ м}^3/\text{час}$; 3 – спектр звука с соплом $d_c=3 \text{ мм}$ и расстоянием $h=3 \text{ мм}$, $l=1 \text{ мм}$, при расходе воздуха $Q=137 \text{ м}^3/\text{час}$; 4 – спектр звука с соплом $d_c=3 \text{ мм}$ и расстоянием $h=0 \text{ мм}$, $l=3 \text{ мм}$, при расходе воздуха $Q=137 \text{ м}^3/\text{час}$

Рисунок 5 – Аудиограмма шума с соплом $d_c=3 \text{ мм}$ (а – спектр звука, б – частотная характеристика)

На рисунке 6 представлена аудиограмма шума с различными диаметрами сопел по наилучшему результату эксперимента.



а)



б)

1 – спектр звука по диаметру 40 мм при расходе воздуха $Q=530 \text{ м}^3/\text{час}$; 2 – спектр звука с соплом $d_c=11 \text{ мм}$ и расстоянием $h=3 \text{ мм}$, $l=8 \text{ мм}$, при расходе воздуха $Q=140 \text{ м}^3/\text{час}$;
 3 – спектр звука с соплом $d_c=7 \text{ мм}$ и расстоянием $h=0 \text{ мм}$, $l=7 \text{ мм}$, при расходе воздуха $Q=138 \text{ м}^3/\text{час}$; 4 – спектр звука с соплом $d_c=3 \text{ мм}$ и расстоянием $h=3 \text{ мм}$, $l=1 \text{ мм}$, при расходе воздуха $Q=137 \text{ м}^3/\text{час}$

Рисунок 6 – Аудиограмма шума с различными диаметрами сопел ($d_c=11 \text{ мм}$, $d_c=7 \text{ мм}$, $d_c=3 \text{ мм}$) по лучшему результату эксперимента (а – спектр звука, б – частотная характеристика)

Заключение

На основе экспериментальных исследований установлено, что снижение шума, по геометрическим параметрам газоструйного излучателя рассчитанных для частот $f=5000 \text{ Гц}$, $f=8000 \text{ Гц}$, $f=20000 \text{ Гц}$, происходит практически во всем диапазоне частот. При этом наилучший результат показал газоструйный генератор с диаметром сопла $d_c=7 \text{ мм}$ и настройками $h=0 \text{ мм}$, $l=7 \text{ мм}$ при расходе $Q=138 \text{ м}^3/\text{час}$.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Ратников А. В. Анализ исследований в области подавления шума воздушного судна / А. В. Ратников, И. М. Хевронин // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации - 2022 : Сборник трудов XV Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия конструкторского бюро «Туполев», 55-летия Иркутского филиала МГТУ ГА, 75-летия Иркутского авиационного технического колледжа, Иркутск, 08–09 декабря 2022 года. Том 1. – Иркутск: Иркутский филиал федерального государственного бюджетного

образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации», 2023. – С. 54-62. – EDN FWENZN.

2. *Рыбинская Л. А.* Эффективность методов снижения шума турбулентных струй / Л. А. Рыбинская, Р. В. Бульбович, В. И. Кычкин // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2017. № 48. С. 104-119. – DOI 10.15593/2224-9982/2017.48.10. – EDN YLGCZV.

3. *Моджтаба Садегян* Технология снижения авиационного шума: обзор / Моджтаба Садегян, Мофид Горжи Бандли // Аэронавтика и аэрокосмическая техника. 2020. №219. С 1-10.

4. *Шуварков Г. М.* Шум авиационного реактивного двигателя / Г. М. Шуварков // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2022 : Сборник трудов XV Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия конструкторского бюро «Гуполев», 55-летия Иркутского филиала МГТУ ГА, 75-летия Иркутского авиационного технического колледжа, Иркутск, 08–09 декабря 2022 года. Том 1. – Иркутск: Иркутский филиал федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации», 2023. С. 68-78. – EDN GJCRJJ.

5. *Бергман Л.* Ультразвук и его применение в науке и технике Л. Бергман // Издательство иностранной литературы. Москва, 1957. С. 727.

6. *Борисов Ю. Я.* Конструктивные особенности газоструйных излучателей / Ю. Я. Борисов // Акустический журнал. 1980. Том 26. №1. С. 41-47.

УДК 629.735.33.01

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАСЧЕТА НДС ЭЛЕМЕНТОВ КРЫЛА С ПОМОЩЬЮ БАЛОЧНОЙ ТЕОРИИ И С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОЧНОСТНОГО АНАЛИЗА КОМПАС-3D

Лещенко А. В.

Моисеева И. С., канд. техн. наук

Прибытков А. В., канд. техн. наук

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. В статье рассматриваются вопросы анализа экспериментальных данных и экспресс-расчета твердотельных моделей при определении напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции, влияние типа крыла (прямое или стреловидное) на его НДС, а также выявление и учет дополнительных напряжений, влияющих на надежность конструкции. На модельном примере показывается уточнение экспериментальной картины распределения и учета дополнительных напряжений в сечениях прямого и стреловидного крыла при поперечном изгибе.

Ключевые слова: напряженно-деформированное состояние, расчет, крыло, прочностной анализ.

COMPARATIVE ANALYSIS OF THE CALCULATION OF THE SSS OF WING ELEMENTS USING BEAM THEORY AND USING STRENGTH ANALYSIS КОМПАС-3D

Leshchenko A. V.
Moiseeva I. S., Candidate of Technical Sciences
Pribytkov A. V., Candidate of Technical Sciences

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. The article deals with the analysis of experimental data and express calculation of solid-state models in determining the stress-strain state (SSS) of the structure, the influence of the wing type (straight or swept) on its SSS, as well as the identification and accounting of additional stresses affecting the reliability of the structure. The model example shows the refinement of the experimental pattern of distribution and accounting for additional stresses in the cross sections of the straight and swept wings during transverse bending.

Keywords: stress-strain state, calculation, wing, strength analysis

Стреловидные и прямые крылья включают в себя одни и те же элементы: лонжероны, панели, нервюры и выполнены по одним и тем же силовым схемам. Различие в конструкции этих типов крыльев проявляется в их корневой части, а вдали от заделки элементы стреловидных крыльев нагружаются так же, как и соответствующие элементы прямых.

От изгибающего момента в сечениях крыла возникают нормальные напряжения. В прямом крыле они распределены равномерно по ширине панели, а в корневой части стреловидного крыла они перераспределяются. Это происходит потому, что из-за стреловидности крыла продольные элементы панели, расположенные вблизи задней стенки, оказываются более короткими и, вследствие этого, более жесткими, чем элементы у передней стенки. Полагая, что здесь справедлив закон плоских сечений, обнаруживаем, что при одних и тех же перемещениях относительные деформации, а, следовательно, и напряжения, в элементах, расположенных у задней стенки, будут больше, чем в элементах панели, находящихся вблизи передней стенки. Таким образом, продольные элементы, расположенные у задней стенки, догружаются, а находящиеся у передней – разгружаются.

При проектировании безопасной конструкции и определении рациональных параметров элементов сечения крыла необходимо учитывать влияние типа крыла на напряженно-деформируемое состояние (НДС) конструкции.

Задача исследования показать на модельном примере и уточнить экспериментально картину распределения и учета дополнительных напряжений в сечениях прямого и стреловидного крыла при поперечном изгибе. Анализу подвергли центральную силовую часть моноблочной конструктивно-силовой схемы прямого и стреловидного крыла.

Для экспериментального исследования были изготовлены кессоны прямого и стреловидного крыльев (рисунок 1), обеспечивающие одинаковые характеристики изгибных и крутильных жесткостей, а также одинаковые геометрические формы поперечного сечения элементов.

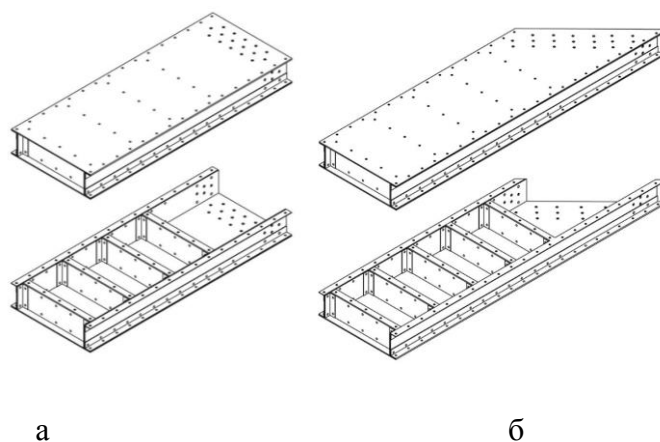


Рисунок 1 – Кессоны прямого (а) и стреловидного (б) крыла

На рисунке 1 представлен общий вид кессонов прямого (а) и стреловидного (б) крыла. Кессоны состоят из продольного набора (лонжеронов), поперечного набора (нервюр) и обшивки (верхней и нижней). Конструкция кессонов в поперечном сечении – прямоугольник. Продольные и поперечные элементы каркаса, а также обшивка выполнены из алюминиевого сплава Д16Т.

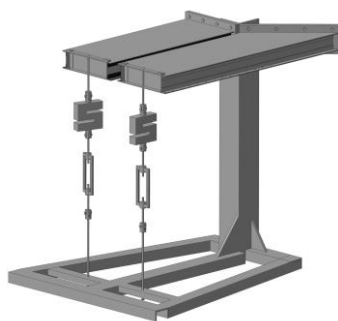


Рисунок 2 – Экспериментальная установка

Установка (рисунок 2) представляет собой массивную раму, к которой, имитируя жесткое закрепление, болтами крепятся кессоны. На свободных концах кессонов имеются стальные пластины, к которым крепится система нагружения поперечной силой. Величина приложенной силы контролируется по показаниям динамометра.

Экспериментальное определение напряжений основано на измерении относительной деформации в точках наклейки тензодатчиков сопротивления на обшивку и стенки лонжеронов кессонов. Для получения значения деформации применена измерительная сеть (рисунок 3) на базе интеллектуальных датчиков компании ZETLAB, которая включает в себя:

- измерительные тензорезисторы, наклеенные на объект исследования и заключенные в мостовую схему с тремя тензорезисторами, наклеенными на пластину, выполненную из того же материала, что и кессон, для компенсации температурного расширения;
- модули 7010, представляющие собой АЦП с усилителем;
- модули 7070 преобразователи интерфейса;
- персональный компьютер с установленным на нем программным обеспечением ZETLAB.

Принцип работы измерительной сети следующий: при нагружении кессона сосредоточенной силой тензорезистор, наклеенный на кессон, деформируется, при этом меняется его сопротивление, происходит разбалансировка моста, которая в виде разности потенциалов поступает на модуль 7010, где аналоговый сигнал усиливается и преобразовывается в цифровой, а далее по шине RS485 поступает на преобразователь интерфейса, и с него на компьютер, где значения величин относительных деформаций в точках наклейки тензорезисторов представлены в виде графиков и таблиц.

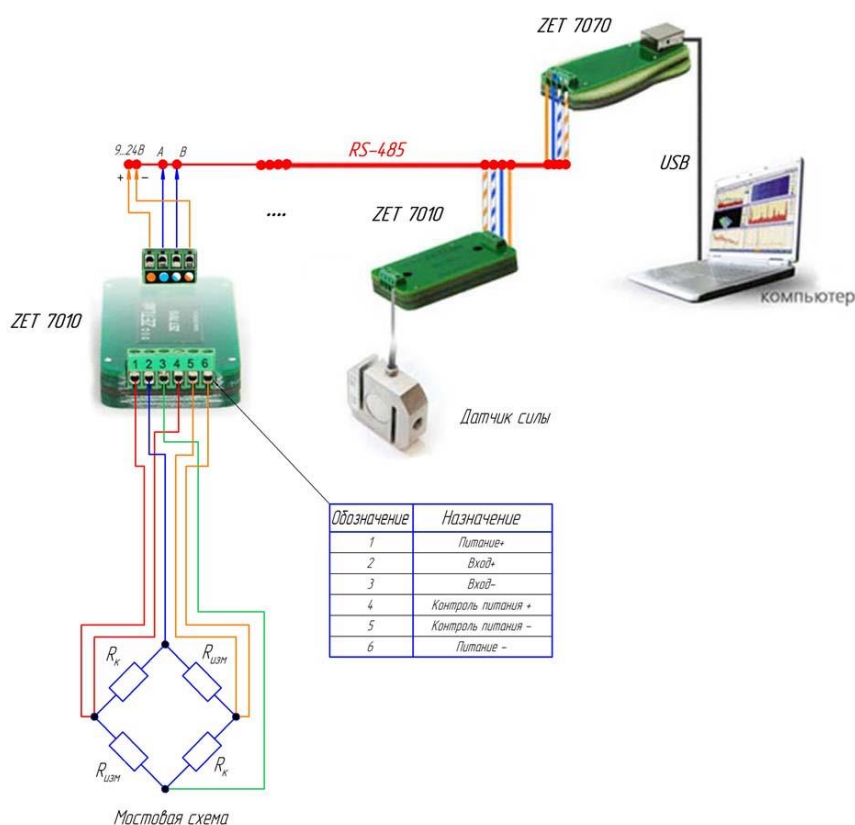


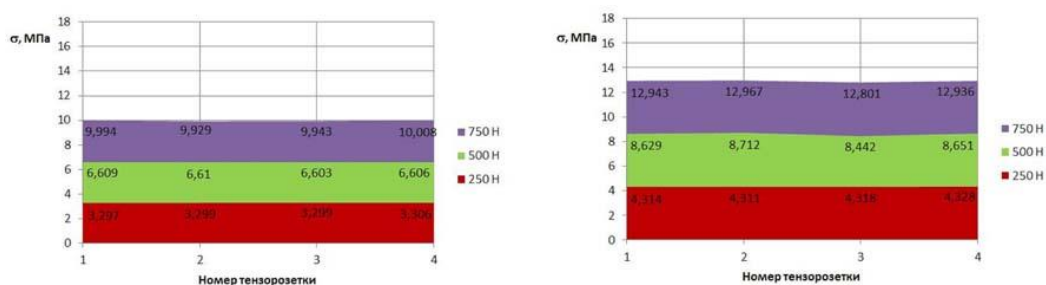
Рисунок 3 – Схема измерительной сети на базе интеллектуальных датчиков,
 Источник: <https://zetlab.com>

НДС кессонов исследовалось при внешнем нагружении сосредоточенной силой, равной 250, 500, 750 Н, и приложенной в концевом сечении по нервюре. При каждом уровне нагрузки с помощью измерительной сети для каждой тензорезетки были определены значения величины относительной продольной

деформации вдоль строительной оси, под углом 45° к строительной оси, под углом 90° к строительной оси ($\epsilon_0, \epsilon_{45}, \epsilon_{90}$). Нормальные и касательные напряжения в прямом и стреловидном кессоне рассчитывались по балочной теории, исходя из величин относительной продольной деформации в тензорозетке и физических постоянных материала (модуля Юнга и модуля сдвига). Распределение напряжений в поперечных сечениях кессонов прямого и стреловидного крыла, полученное из экспериментальных данных, представлено на рисунке 4.

На основании полученных результатов можно сделать следующие выводы:

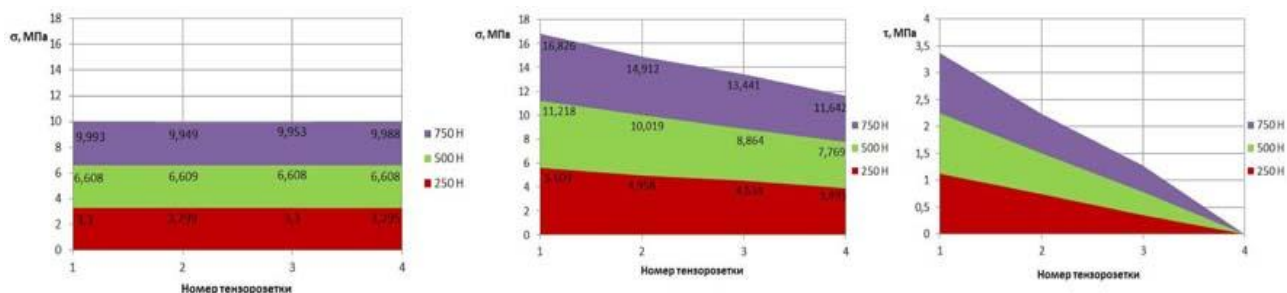
- в кессоне прямого крыла при ступенчатом нагружении поперечной силой на верхней панели возникают только нормальные напряжения, касательные напряжения отсутствуют;
- нормальные напряжения в кессоне прямого крыла распределены равномерно по ширине поперечного сечения, а по размаху изменяются пропорционально изменению изгибающего момента;



сечение 1

корневое сечение

а)



сечение 1

корневое сечение

б)

Рисунок 4 – Распределение напряжений в кессонах прямого (а) и стреловидного (б) крыла

- в кессоне стреловидного крыла в сечении 1 картина распределения напряжений совпадает с картиной распределения напряжений в кессоне прямого крыла, а в корневом сечении наблюдается появление касательных напряжений, величина которых увеличивается от переднего к заднему лонжерону, при этом нормальные напряжения распределены по сечению неравномерно, величина

напряжений вблизи переднего лонжерона меньше, чем в прямом крыле, а вблизи заднего лонжерона больше примерно на 30 %.

Эта подтверждает, что по мере приближения от сечения 1 к корневому сечению на картину распределения напряжений существенную роль оказывает изгибная жесткость лонжеронов. Поперечная сила и изгибающий момент начинают перераспределяться, значение этих силовых факторов в переднем лонжероне уменьшается, а в заднем – увеличивается. Вследствие перераспределения поперечной силы, в корневом сечении появляется поток касательных усилий, приводящий к появлению касательных напряжений. При перераспределении поперечной силы и изгибающего момента происходит разгрузка переднего лонжерона и догрузка заднего. Вследствие этого нормальные напряжения в переднем лонжероне стреловидного крыла меньше, чем в прямоугольном, а в заднем больше.

Для сравнения полученных результатов и более наглядного представления картины распределения и учета дополнительных напряжений в сечениях прямого и стреловидного крыла при поперечном изгибе использовалась прикладная программа Компас-3D. Эта программа позволяет создавать трехмерные твердотельные модели конструкций и имеет в своем составе прикладную библиотеку APM FEM, позволяющую выполнять экспресс-расчеты твердотельных объектов и визуализацию результатов. Эта библиотека позволяет комплексно проанализировать поведение расчетной модели при различных воздействиях с точки зрения статики, собственных частот, устойчивости и теплового нагружения. Работа библиотеки основана на методе конечных элементов (МКЭ). Суть метода заключается в разбиении твердотельной модели на конечное число подобластей (элементов), составлении и последующем решении системы линейных алгебраических уравнений.

В состав библиотеки APM FEM входят инструменты подготовки деталей и сборок к расчёту, задания граничных условий и нагрузок, а также встроенные генераторы конечно-элементной сетки (как с постоянным, так и с переменным шагом) и постпроцессор [1].

Для создания конечно-элементного представления объекта в APM FEM предусмотрена функция генерации КЭ-сетки, при вызове которой происходит соответствующее разбиение объекта с заданным шагом. Если созданная расчетная модель имеет сложные неравномерные геометрические переходы, то может быть проведено так называемое адаптивное разбиение. Для того, чтобы результат процесса был более качественным, генератор КЭ-сетки автоматически (с учетом заданного пользователем максимального коэффициента сгущения) варьирует величину шага разбиения [2].

В программе Компас-3D были созданы твердотельные модели кессонов прямого и стреловидного крыла. Размеры и форма поперечного сечения элементов кессонов соответствовали размерам и форме поперечного сечения элементов кессонов в экспериментальной установке. Для расчета модели кессонов загрузили в прикладную библиотеку APM FEM программы Компас-3D и применили следующие параметры разбиения:

- максимальная длина стороны элемента 2 мм;
- максимальный коэффициент сгущения на поверхности 1;
- коэффициент разрежения в объеме 1,5;

- количество конечных элементов 157377;
- количество узлов 48948.

На следующем этапе задали материал элементов кессона Д16 ГОСТ 4784-97 и закрепление – жесткая заделка, в соответствии со схемой заделки на экспериментальной установке. Кессоны нагружали перерезывающей силой, равной 250, 500, 750 Н и приложенной к концевой нервюре. Кручение отсутствует.

На основе значений компонентов напряженно-деформированного состояния и параметров прочности материала производится вычисление эквивалентных напряжений по критерию прочности. Метод конечных элементов – метод трехмерного расчета, поэтому простые критерии, основанные на сравнении отдельных компонент тензоров напряжений/деформаций, имеют ограниченное применение. Исходя из этого, в качестве критерия прочности в методике принят критерий Мизеса. Критерий Мизеса (von Mises – критерий энергии формоизменения) определяет момент исчерпания несущей способности сравнением величины эквивалентного напряжения с пределом текучести материала. Эквивалентное напряжение $\sigma_{von\ Mises}$ в некоторой точке тела рассчитывают по формуле:

$$\sigma_{vonMises} = \sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2}}$$

На рисунках 5 и 6 представлено распределение напряжений в поперечных сечениях твердотельной модели кессонов соответственно прямого и стреловидного крыла, полученное в библиотеке APM FEM Компас-3D.

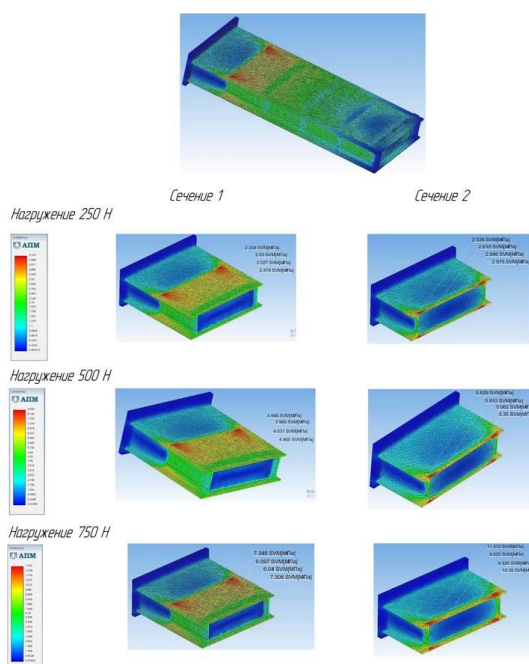


Рисунок 5 – Распределение напряжений в поперечных сечениях модели кессона прямого крыла

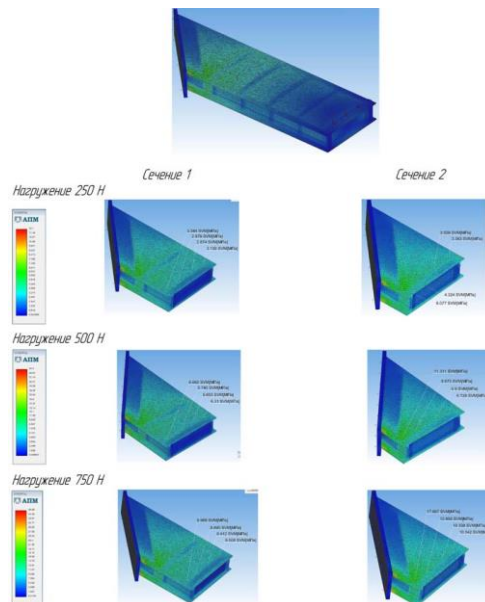


Рисунок 6 – Распределение напряжений в поперечных сечениях модели кессона стреловидного крыла

Анализ результатов расчетов в библиотеке APM FEM Компас-3D твердотельных моделей кессонов прямого и стреловидного крыльев позволяет сделать следующие выводы:

- данный расчет наглядно показывает всю картину распределения величин напряжений по элементам крыла;
- данный расчет позволяет определить величину главных и эквивалентного напряжения (напряжения по Мезиссу) в различных сечениях крыла;
- данный метод не позволяет определить направление главных напряжений и, как следствие, картину их распределения по элементам;
- данный метод не позволяет определять напряжения относительно строительной оси рассматриваемого кессона (относительно выбранной системы координат).

Анализ результатов расчета экспериментальных данных и экспресс-расчета твердотельных моделей в прикладной библиотеке APMREM при ступенчатом нагружении консолей сосредоточенной силой *позволяет сделать вывод*, о том, что данные методы сравнивать нельзя, так как экспресс-расчет твердотельных моделей позволяет определять только величину главных и эквивалентных напряжений, а экспериментальные исследования – величину нормальных и касательных напряжений. Однако два этих метода дополняют друг друга. С помощью расчета модели в библиотеке APMFEM можно произвести расчет элементов кессонов на прочность, а с помощью экспериментальных исследований более глубоко проанализировать НДС элементов крыла различной стреловидности: определять величину и направление деформаций и напряжений; определить роль конструктивных элементов в восприятии силовых факторов для корректировки и подбора их рациональной формы и размеров.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Костюк М. Е.* Расчет обечайки ролика в Компас-3D с применением прикладной библиотеки АРМ FEM / М. Е. Костюк, Д. Г. Белицкий // Вестник донбасской национальной академии строительства и архитектуры. 2018. № 4-1 (132). С. 97-101. – EDN: YWLOGGL.
2. *Легкова И. А.* Использование компьютерного прочностного анализа для оценки остаточной прочности конструкций / И. А. Легкова, А. Н. Мальцев, В. А. Наумов // Пожарная безопасность: проблемы и перспективы. 2016. № 1(7). Т. 2. С. 44-46. – EDN: YOSPYT

УДК 519.711.3

ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА СВАРКИ В ПОЛЕВЫХ УСЛОВИЯХ

Лукожев З. А.

Рогов Н. В., канд. экон. наук

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. В статье рассмотрены различные виды транспорта, применяемого в Арктической зоне. В работе приведен краткий обзор максимальной и средней месячной скорости ветра в Восточной части Российской Арктики. Рассмотрены преимущества титановых сплавов и приведены результаты экспериментальных исследований при сварке титановых сплавов, полученные на открытых площадках.

Ключевые слова: воздушное судно, титановый сплав, аргонодуговая сварка, Российская Арктика.

FEATURES OF THE WELDING PROCESS IN THE FIELD

Lukozhev Z. A.

Rogov N. V., Candidate of Economic Sciences

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after
Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin» (Voronezh)*

Abstract. The article discusses various types of transport used in the Arctic zone. The paper provides a brief overview of the maximum and average monthly wind speed in the Eastern part of the Russian Arctic. The advantages of titanium alloys are considered and the results of experimental studies in the welding of titanium alloys obtained in open areas are presented.

Keywords: aircraft, titanium alloy, argon arc welding, Russian Arctic.

Цель работы – повышение эффективности и качества сварных соединений при ремонте воздушного судна в Арктических полевых условиях.

Задачами исследования являются:

1. Анализ погодных условий в Арктическом регионе.
2. Исследовать технологические особенности свойств и дефектов сварных соединений, полученных в Арктических полевых условиях.
3. Сформировать теоретические характеристики эффективности сварки и экспериментально обосновать их в Арктических полевых условиях.
4. Разработать технологию и приспособления для ремонта воздушного судна сваркой в Арктических полевых условиях.

В самом центре Арктики разместился Северный Ледовитый океан, а вокруг него располагаются территории материков Северной Америки и Евразии. Территория Арктики принадлежит нескольким государствам: России, США, Канаде, Норвегии, Дании, Швеции, Финляндии и Исландии [1]. Территория границы России является самой протяжённой и составляет почти 46 % Арктики. Площадь сухопутной части Российской Арктики – 4 774,02 тыс. км². На сегодняшний день к сухопутной территории Арктической зоны Российской Федерации согласно Указу Президента Российской Федерации от 13.05.2019 № 220 относятся территории Мурманской области, автономных округов, муниципальных образований, улусов и городских округов (рисунок 1) [2].

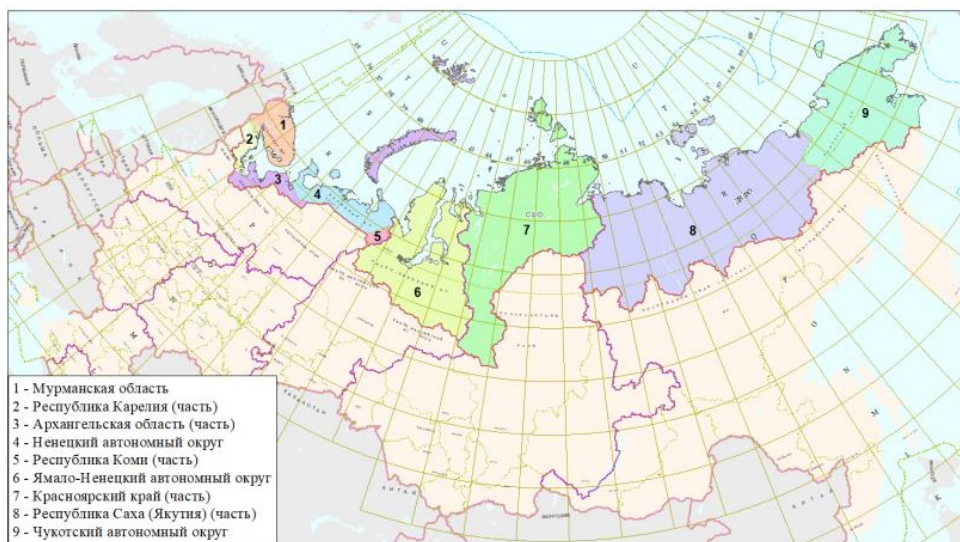


Рисунок 1 – Схема административного деления сухопутной части Арктической зоны РФ, *Источник:*

<https://www.rosnedra.gov.ru/data/Fast/Files/202104/45bb8bcc7b844220954744c0149a86f4.pdf>

Как видно из рисунка 1, территория сильно растянута и занимает почти одну треть территории России. При этом есть территории, которые приравнены к районам Крайнего Севера. В Арктическом регионе проходят Северная государственная граница России и Северный морской путь, которые необходимо постоянно контролировать. С 1930 года начали строиться полярные станции, на них не только ведутся регулярные метеорологические наблюдения, но и выполняется акустическое слежение за подлодками, плавающими в нейтральных водах Северного Ледовитого океана [3].

В Арктике ведутся интенсивный поиск и разработка новых месторождений полезных ископаемых, а также строятся крупные инфраструктурные объекты [4]. В поселках и городах живут и трудятся местные жители и люди, которые работают вахтовым методом. Для обеспечения повседневной жизнедеятельности необходима доставка грузов и товаров повседневного спроса, которые доставляются различными видами транспорта: автомобильным, воздушным, железнодорожным и водным. На рисунке 2 представлена железнодорожная и морская инфраструктуры Арктики и Сибири [5].

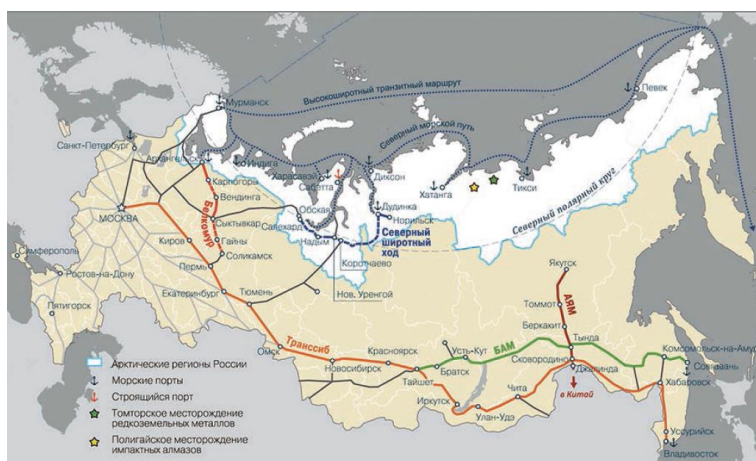


Рисунок 2 – Развитие железнодорожной и морской инфраструктур Арктики и Сибири, *Источник: <https://elibrary.ru/item.asp?id=>*

На территории западной и центральной частей Арктики проложена железнодорожная сеть, которая обеспечивает круглогодичную перевозку грузов. В восточной части Арктики железнодорожная сеть отсутствует, поэтому доставку грузов осуществляют автомобильным, морским и воздушным транспортом. Автомобильный и морской транспорт имеет сезонность. Местность в Восточной части Российской Арктики представляет собой заболоченную равнину с большим количеством рек, озер и ручьев, покрытую тундровой растительностью. Климатические условия и рельеф местности влияют на автомобильный транспорт, которым не всегда можно проехать весной и осенью, а морская навигация в основном здесь ведется с мая по октябрь. Авиационный транспорт производит круглогодичные грузоперевозки, поэтому он имеет большое значение для восточного Арктического региона.

Огромную роль в формировании сурового климата Восточной Российской Арктики играют северные моря, которые покрыты льдом в течение 9 месяцев. Только с июля по октябрь под воздействием теплых рек моря освобождаются ото льда. Климат в этот период суров, изменчив и многообразен. Суровость климата зависит от двух факторов – ветра и температуры. Оценка окружающей человека среды характеризуется комфортностью и определяется биоклиматическими индексами, например, индексом «суровости» по Бодману [6]:

$$S = (1 - 0,04t) \times (1 + 0,272V), \quad (1)$$

где t – температура воздуха, °C; V – скорость ветра, м/с.

Из формулы (1) видно, что скорость ветра заметно влияет на индекс суровости и соответственно на работоспособность инженерного состава, подготавливающего или восстанавливающего воздушное судно.

Коэффициент жесткости погоды по Арнольди определяется по формуле

$$T = T_B - 2V, \quad (2)$$

где T_B – температура воздуха, °C; V – скорость ветра, м/с.

Как видно из формулы (2) увеличение скорости ветра ведет к понижению температуры [7]. Пребывание и производство работ на открытом воздухе уменьшают комфортные условия с увеличением ветра. На рисунке 3 представлена средняя месячная и максимальная скорость ветра.

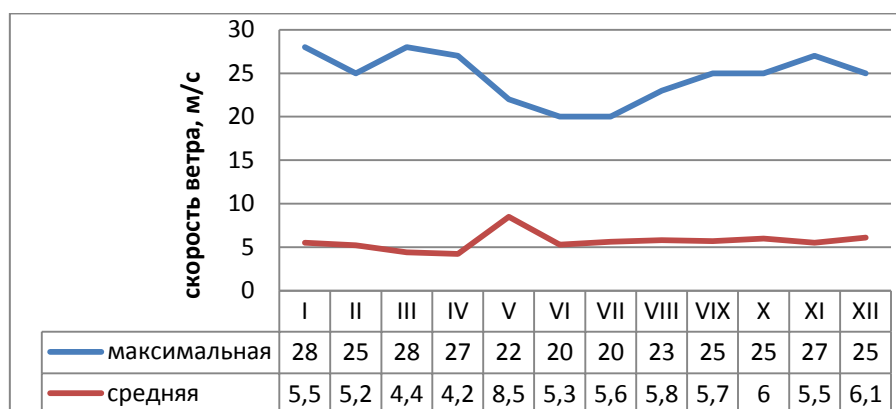


Рисунок 3 – Максимальная и средняя месячная скорость ветра

Из статистических данных видно, что максимальная скорость ветра даже в летний период времени очень большая и достигает 20 м/с, при этом среднемесячная скорость ветра наблюдается больше всего в мае. В течение года направление ветра меняется, при этом максимальное значение изменений наблюдается в летний период. В теплый период преобладает ветер юго-восточного и восточного направления, а в зимний – западного направления.

Стремительное развитие авиации в последнее время отразилось в увеличении роста тактико-технических характеристик воздушных судов, что привело к созданию новых материалов, в частности титановых сплавов. Титановые сплавы способны выдерживать резкое увеличение перегрузок и обладают существенным эксплуатационным ресурсом. На воздушных судах применяется более 20 марок титановых сплавов, все они разделены в зависимости от физических свойств на три группы: жаропрочные, высокопрочные и высокопластичные сплавы.

Титановые сплавы обладают следующими преимуществами [8]:

1. Стойкость к деформации (высокая термическая прочность и низкая плотность).

2. Высокая низкотемпературная стойкость (механические свойства сохраняются в условиях низких (от 0 °С до минус 40 °С) и сверхнизких (от минус 40 °С) температур).

3. Коррозионная стойкость.

4. Совместимость со многими металлическими элементами (при помощи химических реакций).

5. Низкая теплопроводность.

6. Малый модуль упругости.

Несмотря на ряд преимуществ титановых сплавов при эксплуатации воздушного судна в условиях Крайнего Севера могут возникать дефекты деталей. В Восточной части Российской Арктики воздушные судна, как правило, обслуживаются при безангарной эксплуатации. В данном случае при безангарной эксплуатации возрастает появление дефектов деталей. Для устранения дефектов деталей из титанового сплава на местах базирования воздушного судна применяют аргонодуговую сварку. Если не устранить дефект, то при дальнейшей эксплуатации воздушного судна может произойти разрушение детали из титанового сплава. Особенности разрушения деталей из титанового сплава заключаются в следующем:

1. Высокая чувствительность титанового сплава к концентрации напряжений. С появлением предельной концентрации напряжений деталь из титанового сплава в этом месте мгновенно разрушается.

2. Отсутствие усталостного разрушения (макропризнаков) на изломах деталей.

3. Множество типов структур титановых сплавов. В высокопрочном конструкционном титановом сплаве типа ВТ22 разрушение проходит и по телу, и по границам зерен [9].

В сложных деталях из титановых сплавов механические соединения сварные, поэтому ремонт деталей производят аргонодуговой и электронно-лучевой сваркой. В Арктике воздушные судна эксплуатируются без ангара, и значительный объем сварочных работ выполняется на открытой площадке. Ветер затрудняет применение аргонодуговой сварки из-за нарушения газовой защиты сварочной ванны (рисунок 4). Порывы ветра способствуют образованию дефектов в сварных соединениях, что в результате снижает качество сварных соединений.

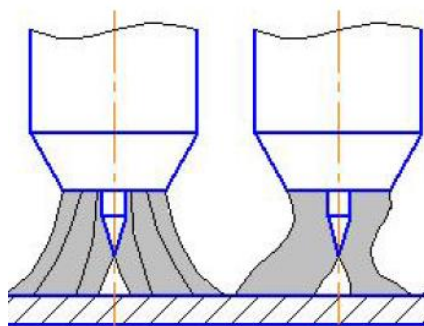


Рисунок 4 – Влияние ветра на газовую защиту

Разработанные ветрозащитные сооружения трудны в применении из-за габаритов ветрозащитных приспособлений. Поэтому целью работы являются повышение качества сварных соединений путем исследования сварочного соединения, полученного при сварке на ветру, и разработка приспособления, способствующего улучшению сварки при ремонте деталей из титана. При сварке титановых сплавов вследствие порывов ветра происходят неравномерный нагрев и последующее охлаждение сварного шва, в нем возникают пластические и упругие напряжения и деформации. Эти формоизменения сплава являются значительными, таким образом, при возникновении внешних нагрузок изделие может изменяться вплоть до разрушения. На основании статистических данных были проанализированы дефекты, полученные при сварке титановых сплавов, изготовленных на открытых площадках, и определено, что в основном дефекты были получены из-за нестабильной скорости защитной струи. На рисунке 5 представлена разработанная методика проведения исследования эффективности защиты при сварке на открытой площадке.



Рисунок 5 – Методика проведения исследования

Для экспериментальной части была разработана установка. В установку входят: пост для сварки неплавящимся электродом в среде защитных газов (аргонодуговая сварка), аэродинамическая труба с изменяемой скоростью ветра и авиационные детали из титана. Расчетно-экспериментальным способом установлена зависимость скорости защитной струи от изменения геометрии сопла (рисунок 6).

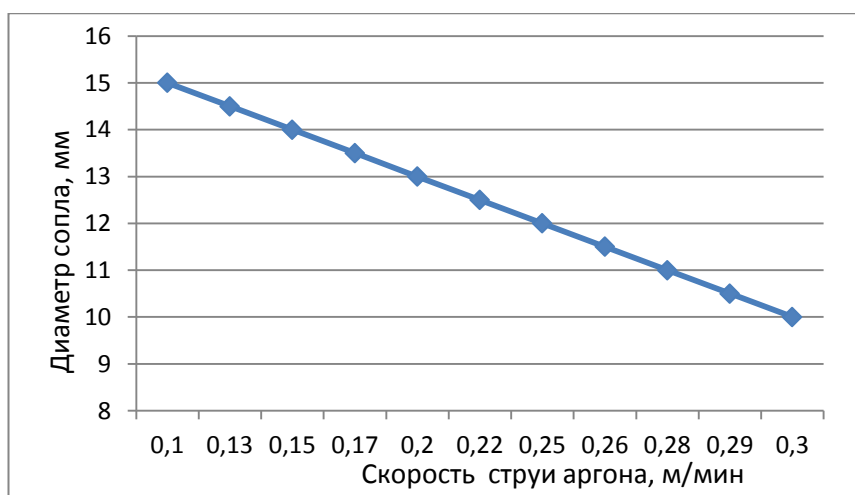


Рисунок 6 – Изменение скорости защитной струи аргона

При моделировании была установлена зависимость скорости защитной струи аргона от скорости ветра. Полученные при моделировании данные были экспериментально сравнены, и результаты показали их малое расхождение.

Таким образом, проведенные исследования позволяют сделать заключение, что для качества сварного соединения при сварке деталей из титана на аэродромных стоянках в ветреную погоду необходимо использовать разработанное сопло для истечения защитного газа.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Арктика: стратегия развития / С. А. Липина, О. О. Смирнова, Е. В. Кудряшова [и др.]. Архангельск : Северный (Арктический) федеральный университет имени М.В. Ломоносова, 2019. 338 с. – ISBN 978-5-261-01405-8. – EDN LDULFI.
2. Номенклатурный перечень изделий // [Электронный ресурс]. – 2023. URL: <https://www.rosnedra.gov.ru/data/Fast/Files/202104/45bb8bcc7b844220954744c0149a86f4.pdf> (дата обращения: 30.08.2023)
3. *Широкорад А. Б.* Арктика и Северный морской путь. Безопасность и богатство России. М.: Вече, 2017. 416 с.
4. *Жуков М. А.* Определение состава Арктической зоны Российской Федерации / М. А. Жуков, В. Н. Крайнов ; Коми республиканская академия государственной службы и управления. Сыктывкар : Коми республиканская академия государственной службы и управления, 2018. 251 с. – (Арктическая зона Российской Федерации как объект государственного управления). – ISBN 978-5-93206-378-1. – EDN QBVHEI.
5. Арктические транспортные магистрали на суше, акваториях и в воздушном пространстве / В. М. Грузинов, Ю. В. Зворыкина, Г. В. Иванов [и др.] // Арктика: экология и экономика. 2019. № 1(33). С. 6-20. – DOI 10.25283/2223-4594-2019-1-6-20. – EDN GKYZOW.
6. *Семенова Н. В.* Основные методы оценки биоклиматических условий территории (на примере Г. Саратова) / Н. В. Семенова, Н. В. Короткова, Е. П. Сорокина // Фундаментальные и прикладные аспекты устойчивого развития ресурсных регионов : материалы IV (XXI) Всероссийской научной конференции с международным участием, Новокузнецк, 06–09 декабря 2022 года / Под общей редакцией О.С. Андреевой. – Новокузнецк: Кузбасский гуманитарно-педагогический институт федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования "Кемеровский

государственный университет", 2023. С. 76-81. – EDN BSGJHE.

7. *Галимова Р. Г.* Суровость Погодных условий зимнего периода (на примере территории Республики Башкортостан) / Р. Г. Галимова, Д. З. Бадамшин // Центральный научный вестник. 2017. Т. 2, № 11(28). С. 37-38. – EDN YROIIN.

8. *Смелов В. Г.* Титановые сплавы в аэрокосмической технике: преимущества и ограничения / В. Г. Смелов, А. В. Митрянин // Проблемы и перспективы развития двигателестроения : сборник докладов Международной научно-технической конференции, Самара, 23–25 июня 2021 года. Том 1. Самара: Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, 2021. С. 204-206. – EDN RUGMDB.

9. *Моисеев В. Н.* Высокопрочные титановые сплавы в авиационных конструкциях / В. Н. Моисеев, Ю. А. Грибков, Ю. И. Захаров // Авиационные материалы и технологии. 2007. № 1. С. 46-51. – EDN QYXRFT.

УДК 629.7

ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА ОСТЕКЛЕНИЯ КАБИН ЭКИПАЖА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Нацубидзе С. А., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Статья посвящена анализу применяемых в авиастроении материалов органического и неорганического происхождения для изготовления остекления современных гражданских и военных ВС. Рассмотрены основные и специальные требования к характеристикам остекления и технологии их производства. Представлены новые материалы на основе акрилатных, поликарбонатных полимерных стекол для изготовления остекления кабин, как для пассажирской, так и для военной авиационной техники.

Ключевые слова: органические и неорганические материалы, остекление кабин ВС, однослойные и многослойные материалы, лобовые стекла и иллюминаторы.

APPLICATION OF MODERN MATERIALS FOR THE PRODUCTION OF GLAZING OF AIRCRAFT COCKPITS

Natsubidze S. A., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. The article is devoted to the analysis of materials of organic and inorganic origin used in aircraft construction for glazing of modern civil and military aircraft. Basic and special requirements to glazing characteristics and production technology are considered. New materials on the basis of acrylate, polycarbonate polymer glasses for manufacturing glazing of cockpits for both passenger and military aircraft are presented.

Keywords: organic and inorganic materials, glazing of aircraft cabins, single and multilayer materials, windshields and windows.

Введение

Производство остекления кабин современных ВС осуществляется в соответствии с требованиями Авиационных правил – 25.775. «Лобовые стекла и окна» от 11.08.2008 г. Эти требования предусматривают, что конструкция лобовых стекол и окон (иллюминаторов) на воздушных судах (ВС) с герметическими кабинами должна основываться на факторах, связанных с высотной эксплуатацией ВС, включая воздействие продолжительных и циклических нагрузок вследствие перепада давления и температуры, характеристиками, свойственными применяемому материалу.

Лобовые стекла и иллюминаторы должны быть способны выдерживать нагрузки от максимального перепада давления в кабине в сочетании с воздействием критического аэродинамического давления и температуры после любого единичного разрушения.

Панели лобовых стекол перед рабочими местами пилотов должны быть наклонены на угол 15° (или более) к продольной оси ВС и расположены таким образом, чтобы в случае потери видимости через любую одну панель, остальные одна или несколько панелей оставались доступными для пользования пилотом с его рабочего места, чтобы обеспечивались безопасное продолжение полета и посадка.

После единичного разрушения, которое замечено экипажем, допускается уменьшение перепада давления в кабине в соответствии с установленными эксплуатационными ограничениями от максимума до величины, позволяющей безопасно продолжать полет при давлении в кабине, соответствующем давлению на высоте не более 4500 м.

Актуальность предлагаемой статьи обусловлена необходимостью общего анализа применяемых в авиастроении материалов органического и неорганического происхождения для изготовления остекления современных гражданских и военных ВС, а также новых материалов на основе акрилатных, поликарбонатных полимерных стекол для изготовления остекления кабин ВС.

Для остекления кабин ВС в настоящее время используют материалы органического и неорганического происхождения.

Детали остекления ВС производятся из однослойных или многослойных материалов на основе органических и силикатных стекол.

На основе органических стекол изготавливают детали откидных и сдвижных частей фонаря герметических кабин военных ВС, а также детали иллюминаторов пассажирских и транспортных ВС.

Из многослойных силикатных стекол изготавливают электрообогреваемые лобовые стекла ВС, а также стекла со специальными покрытиями. Для изготовления многослойного остекления применяют склеивающие пленки (поливинилбутиральная, полиуретановая или этиленвинилацетатная).

Оргстекло – продукт полимеризации сложных эфиров акриловой и метакриловой кислот с добавкой пластификаторов. Исходным материалом для его получения являются нефть и газонефтепродукты [1].

В настоящее время основным материалом для остекления всех отечественных ВС является ориентированное оргстекло АО-120С на основе полиметилметакрилатного стекла СО-120С с рабочей температурой до 160 °С. Кроме того, для остекления современных ВС могут применяться следующие марки органических стекол (согласно: Ориентированное органическое стекло. ТСК Империя):

- СОЛ (линейного строения) – обеспечивает надежную работу в интервале температур от -60 до +60 °С;

- СТ-1 не содержит пластификатора и обеспечивает надежную работу в интервале от -60 до +80 °С;

- ориентированное стекло ДОР-16 – обладает повышенными физико-механическими свойствами, пониженной хрупкостью и повышенной удельной вязкостью;

- 2-55 и Т2-55 – имеют линейное строение и повышенную теплостойкость; могут работать в интервале температур от -60 до +160 °С, а Т2-55 – до 240...300 °С;

- СОЛ и СТ-1 применяется для изготовления иллюминаторов негерметических и герметических кабин ВС;

- ДОР-16 применяется для остекления герметических кабин высотных ВС (при температуре от -60 до +60 °С).

Оргстекло – это материал, который хорошо поддается обработке – распиливанию, шлифованию, сверлению, резке, а также при нагревании ему можно придавать различные формы, при этом, практически не изменяя его оптические свойства (рис. 1).



Рисунок 1 – Изготовление литого органического остекления ВС

Органическое стекло имеет следующие технические характеристики:

- коэффициент пропускания света – до 93 %;

- плотность – 1,19 г/см³;

- уровень теплоустойчивости – 110 °С;

- температура эксплуатации – от -40 до + 90 °С;
- температура воспламенения – 460...635 °С.

Однако органические стекла имеют некоторые недостатки, такие как – недостаточная устойчивость к механическим воздействиям, в результате чего могут образовываться трещины, сколы, царапины. Кроме того, оргстекло обладает горючестью и требует в процессе эксплуатации постоянного контроля его технического состояния и ухода за ним (согласно: Ориентированное органическое стекло. ТСК Империя).

Силикатное стекло в авиастроении применяется для изготовления многослойного остекления, которое изготавливается путем склеивания между собой пластин из силикатного стекла (согласно: Триплекс. CleMarEngineering, 2008).

В авиастроении применяются следующие виды многослойных стекол:

- триплекс органический – трехслойное оргстекло, полученное склейкой двух листов органического стекла с помощью эластичной, прозрачной поливинилбутиральной пленки. Применяют триплекс толщиной от 10 мм и выше с прозрачной прослойкой в 2...4 мм для остекления герметических кабин ВС. Триплекс может быть изготовлен с электроподогревом от замерзания и отпотевания. Органический триплекс выпускается следующих марок – ОТ-16, ОТ-СТ-1, ОТ-2-55, ОТ-200 [2].

- триплекс силикатный – многослойный материал, полученный склеиванием двух силикатных стекол с помощью поливинилбутиральной пленки (бутвар) толщиной 0,5...1,0 мм. Внутренний слой триплекса из более толстого стекла, а наружный слой – из более тонкого. Для предохранения от потери прозрачности силикатный триплекс имеет электроподогрев. Применяется для изготовления лобовых стекол гражданских и фонарей военных ВС [3].

Триплекс имеет важное преимущество – не образовывать поток осколков при ударном разрушении материала. Поэтому, при сильных ударах стекло не рассыпается на кусочки, а удерживает их на промежуточном слое из полимерной пленки или жидкого наполнителя (рис. 2).

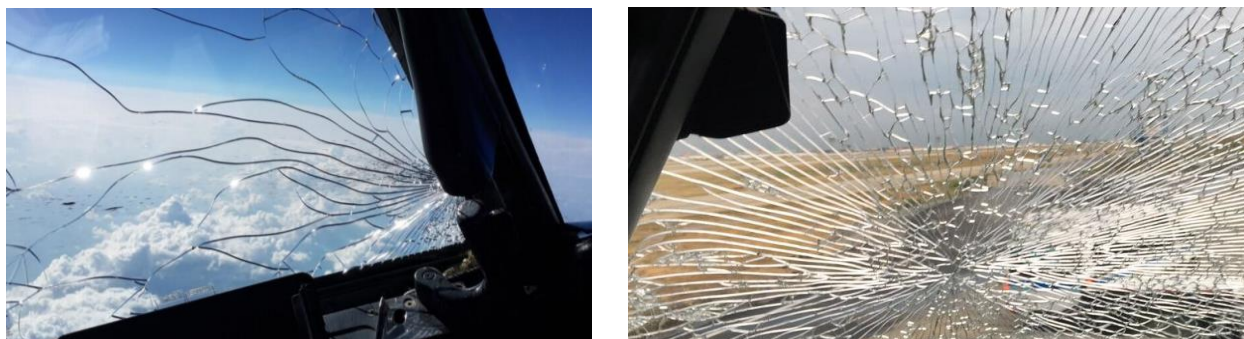


Рисунок 2 – Повреждения лобовых стекол ВС

Многослойные силикатные стекла обладают следующими достоинствами [3]:

- высокая прочность – она в 6...8 раз прочнее органического стекла;
- высокие теплоизоляционные и звукоизоляционные характеристики;
- высокий коэффициент пропускания света.

К недостаткам можно отнести:

- трудность обработки – так как триплекс многослойный материал, следовательно, есть трудности технологии изготовления стекол сложных форм.

- разрушение триплекса может приводить к потере прозрачности, так как стекло покрывается сетью мелких трещин (см. рис. 2).

К современному остеклению кабин гражданских и военных ВС предъявляются следующие основные требования:

- высокая прочность;
- оптическая прозрачность;
- высокое светопропускание;
- антибликовые свойства;
- защита от воздействия солнечной радиации и других излучений;
- антиобледенительные свойства, обеспечивающие равномерный электрообогрев.

Эти требования показывают, что остекление ВС является сложной оптической системой, а высокие прочностные характеристики стекла, составляющего часть силовой схемы конструкции кабины ВС, создают новую область науки и техники и позволяют ввести термин – «изделия конструкционной оптики» (ИКО).

Для обеспечения высоких оптических свойств авиационного остекления, а также безопасности экипажей ВС при столкновении с птицами в полете и с потребностью снижения его массовых характеристик необходимы разработки новых изделий легкого и прочного остекления.

Всероссийский институт авиационных материалов (ВИАМ) совместно с Институтом пластмасс разработал новый оптически прозрачный монолитный поликарбонат марки ВТП-8/ПКЭА-7,0 [4].

Исследования показали что, ударная вязкость разработанного поликарбоната в десятки раз выше, чем у оргстекла АО-120С, а максимальная температура эксплуатации может составлять до 150 °С, при этом обладает высокой стойкостью к различным атмосферным явлениям, может сохранять оптические и механические характеристики после климатических воздействий. Такое стекло для авиации выдерживает не только удары птиц, но и значительные аэродинамические нагрузки. Использование акрила с особыми свойствами защищает военное ВС от поражающих элементов.

Благодаря специальному покрытию, акриловое стекло не запотевают, не мутнеет, не обледеневает и обеспечивает хорошую видимость при любых погодных условиях. Антибликовое покрытие повышает эффективность и безопасность работы пилота. Кроме того, акриловое стекло обеспечивает отсутствие визуальных искажений и в любой ситуации изображение остается достаточно четким (рис. 3).

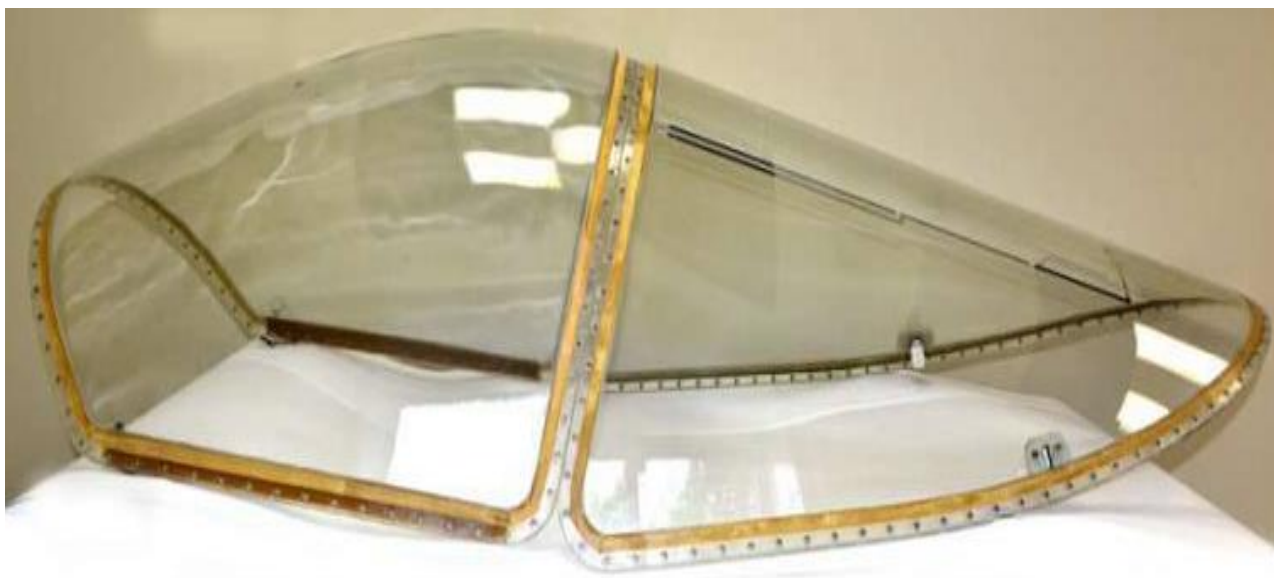


Рисунок 3 – Комплект остекления самолета Су-57– лобовой козырек и откидная часть фонаря, выполненные из монолитного поликарбоната

Для подтверждения таких высоких характеристик в АО «ОНПП «Технология» и ПАО «Компания «Сухой» были проведены испытания, которые показали значительные преимущества остекления ВС на основе монолитного поликарбоната в сравнении с силикатным остеклением [4]:

- снижение веса остекления в 2 раза;
- повышение динамической прочности (стойкости к ударным нагрузкам) в 1,5 раза;
- отсутствие осколков при динамическом ударе.

Все это достигается за счет нанесения кремнийорганических защитных покрытий на органическое стекло и поликарбонат аэрозольным, вакуумным или магнетронным способом.

Специальное покрытие – это композиция на основе сплава оксидов индия и олова, а также золота. Эта тонкая пленка предназначена для защиты экипажа ВС и его оборудования от воздействия электромагнитного и ультрафиолетового излучений солнечного спектра, тепла солнечной радиации, экранирует собственное электромагнитное излучение ВС и от других негативных факторов.

Нанесение покрытия на остекление осуществляют в специальной установке, где в вакуумной среде равномерно покрывают поверхность стекла.

Толщина каждого слоя исчисляется десятymi и сотыми долями нанометра. Это позволяют создавать для светофильтров различного назначения металлооптические конструкции с числом слоев более 200, при толщине каждого слоя 0,25...0,3 нанометра. Две сотни слоев такой толщины, в общем, дают покрытие на поверхности остекления 50...60 нанометров [4].

Высокая ударная прочность и меньший вес по сравнению с остеклением из силикатного стекла позволяют повысить безопасность экипажа и пассажиров ВС.

Заключение

Разработанные и реализуемые в авиастроении отечественные материалы для остекления кабин ВС на основе акрилатных, поликарбонатных полимерных стекол с заданными оптико-физическими и функциональными свойствами обладают высокой прочностью, надежностью и климатической стойкостью, как для пассажирской, так и для военной авиационной техники и позволят создать научно-производственную базу для освоения производства нового авиационного остекления.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Акрилатные высокотеплостойкие органические стекла. Опыт применения. Перспективы / Е. Г. Сентюрин, И. В. Мекалина, М. К. Айзатулина, В. А. Богатов // Известия высших учебных заведений. Серия: Химия и химическая технология. 2015. Т. 58, № 8. С. 22-24. – EDN UJZBIV.
2. Технология изготовления триплекса [Электронный ресурс] // FasadInfo, 2008. – URL: <https://fasadinfo.ua/articles/glass/954> (дата обращения: 20.09.2023)
3. Технология производства триплекса (часть 1) [Электронный ресурс] // ПРИОРГЛАСС, 2002. – URL: <https://priorglass.ru/stat-i/tekhnologiya-proizvodstva-tripleksa-ch-2/> (дата обращения: 20.09.2023)
4. Функциональные и полимерные материалы для авиационного остекления / А. Е. Сорокин, В. А. Сагомонова, И. В. Мекалина, Л. В. Соловьянчик // Функциональные и полимерные материалы для авиационного остекления : СБОРНИК ДОКЛАДОВ ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ, Москва, 10 декабря 2021 года. Москва: Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов Национального исследовательского центра "Курчатовский институт", 2021. С. 6-16. – EDN DHDPFN.

УДК 533.652

ПРИМЕНЕНИЕ ВЕРОЯТНОСТНОГО МЕТОДА В РАСЧЕТАХ НА ПРОЧНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ПРИМЕРЕ УЗЛА СОЕДИНЕНИЯ МОТОРНОЙ РАМЫ С ФЮЗЕЛЯЖЕМ

Некрасов А. В., канд. техн. наук
Боридько С. А.

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. В статье рассмотрена методика вероятностного расчета геометрических параметров элементов конструкции летательных аппаратов. В качестве примера произведен расчет узла соединения моторамы с фюзеляжем. Применение вероятностного расчета позволяет оптимизировать параметры элементов конструкции летательных аппаратов, обеспечить требуемую надежность.

Ключевые слова: детерминированный и вероятностный расчет, параметры распределения, напряжение, запас прочности, надежность.

APPLICATION OF PROBABILISTIC METHOD IN CALCULATIONS FOR THE STRENGTH OF AIRCRAFT STRUCTURE ELEMENTS DEVICES ON THE EXAMPLE OF THE CONNECTION BETWEEN THE ENGINE MOUNT AND THE FUSELAGE

Nekrasov A. V., Candidate of Technical Sciences
Boridko S. A.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. The article discusses the method of probabilistic calculation of geometric parameters of aircraft design elements. As an example, a calculation was made of the connection between the engine mount and the fuselage. The use of probabilistic calculation makes it possible to optimize the parameters of aircraft design elements and ensure the required reliability.

Keywords: determined and probability calculation, distribution parameters, tension, safety margin, reliability.

Введение

подавляющее большинство расчетов на прочность по различным техническим направлениям до настоящего времени выполняется исключительно на детерминистической основе. При этом прочностные характеристики свойства материалов, геометрические параметры, внешние силовые воздействия на конструкцию считаются заданными и неизменными. Однако, свойства материалов и размеры всегда имеют некоторый разброс относительно среднего их значения, а внешние нагрузки не всегда можно заранее предугадать, и они также не являются константами.

Например, на пространственную ферму крепления двигателя летательного аппарата в общем случае действуют массовые силы, сила тяги, реактивный момент, а также аэродинамическая нагрузка, имеющие большой разброс значений. Кроме того, на стержни фермы передаются вибрационные нагрузки от неуравновешенных масс двигателя и винта. В результате, расчетные перегрузки для конструктивных элементов узла крепления двигателя ферменного типа часто принимают несколько большими, чем для остальных частей самолета. Задаваемый при этом коэффициент запаса прочности будет существенно завышен.

Поэтому расчет конструкций летательных аппаратов как систем, содержащих случайные параметры, необходимо проводить на основе методов теории вероятностей. Вероятностный подход к расчету конструкций позволяет проектировать их с заданным уровнем надежности и, следовательно, получать эффективные проектные решения.

Методика расчета

Если случайные величины (внешние силовые факторы, геометрические размеры, предельные напряжения) распределены по нормальному закону, то характеристики надежности могут быть получены из следующего выражения, называемого уравнением связи [1; 2]:

$$z = \frac{m_{\sigma_0} - m_{\sigma}}{\sqrt{S_{\sigma_0}^2 + S_{\sigma}^2}}, \quad (1)$$

где z – квантиль нормального распределения при заданном значении вероятности безотказной работы H ; m_{σ_0} – математическое ожидание предельного напряжения; m_{σ} – математическое ожидание действующего напряжения; S_{σ_0} – среднеквадратическое отклонение предельного напряжения; S_{σ} – среднеквадратическое отклонение действующего напряжения.

На основе уравнения (1) могут быть решены два вида задач:

- первая – нахождение геометрических размеров сечений по заданной вероятности безотказной работы;
- вторая – нахождение коэффициента запаса прочности при заданной вероятности безотказной работы.

Рассмотрим алгоритм решения первой задачи на примере вероятностного расчета толщины проушины δ узла соединения стержней моторной рамы с фюзеляжем (рис. 1).

Внешняя сила P уравнивается продольной внутренней силой N . Действующие в этом сечении поперечные силы Q и изгибающие моменты M по условию равновесия являются лишними. Многочисленные испытания показали, что расчет можно проводить только на разрыв по сечению $m-m$ по средним напряжениям [3]

$$\sigma_{cp} = \frac{P}{2 x \delta k} \leq \sigma_{\sigma}, \quad (2)$$

где k – коэффициент, учитывающий влияние концентрации напряжений в отдельных точках сечения; x – конструктивный параметр (рис. 1); σ_{σ} – предел прочности материала проушины.

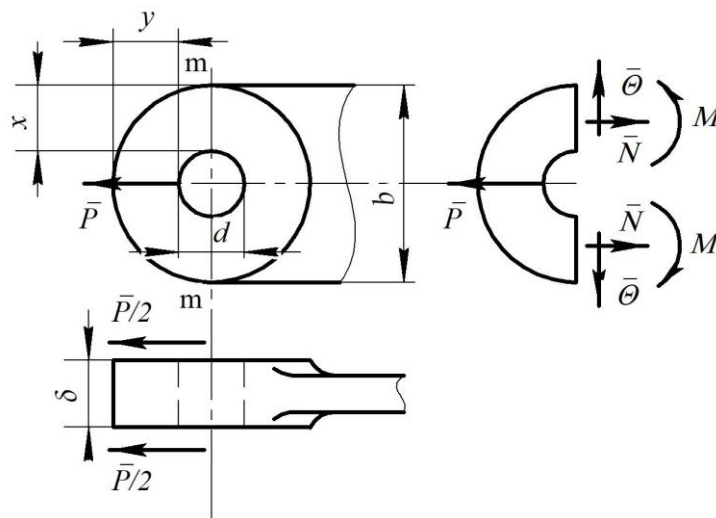


Рисунок 1 – Проушина (основные параметры, нагрузка)

Экспериментально для коэффициента k получено выражение [4]:

$$k = 0,565 + 0,46 \frac{y}{x} - 0,1 \frac{b}{d} \leq 1, \quad (3)$$

где y, b, d – конструктивные параметры проушины (рис. 1).

В качестве дополнительного условия предположим, что допуск на размер δ равен

$$S_\delta = \beta \delta,$$

где β – коэффициент, учитывающий разброс значений δ .

Очевидно, что из уравнения (1) может быть найден только один основной параметр, все остальные должны быть связаны с ним посредством коэффициентов, например:

$$x = \alpha \delta, \quad (4)$$

где α – коэффициент, определяемый разработчиком.

В большинстве случаев пространственные фермы крепления двигателя являются статически неопределимыми (восьмистержневыми) с целью повышения жесткости и живучести. При этом сила P в (2) является равнодействующей сил со стороны нескольких стержней, входящих в узел. Предположим, что в узел входит два стержня:

$$P = P_1 + P_2. \quad (5)$$

В соответствии со свойствами математического ожидания перепишем (5) следующим образом:

$$m_P = m_{P_1} + m_{P_2}. \quad (6)$$

Для нахождения среднеквадратического отклонения S_y функции случайных величин $y = f(x_1, x_2, \dots, x_n) = f(x)$ используется метод линеаризации [1]:

$$S_y^2 = \sum_{i=1}^n \left[\frac{\partial f(x_i)}{\partial x_i} \Big|_{m_i} \right]^2 S_i^2, \quad (7)$$

где S_i – среднеквадратическое отклонение случайной величины x_i ; m_i – математическое ожидание величины x_i .

В нашем случае $f(x)$ это (5), тогда (7) принимает вид:

$$S_P^2 = \left[\frac{\partial f}{\partial P_1} \Big|_{m_{P_1}} \right]^2 S_{P_1}^2 + \left[\frac{\partial f}{\partial P_2} \Big|_{m_{P_2}} \right]^2 S_{P_2}^2 = S_{P_1}^2 + S_{P_2}^2, \quad (8)$$

При заданном соотношении размеров проушины знаменатель (2) равен:

$$F = 2\alpha k \delta^2.$$

Выражение для математического ожидания принимает вид:

$$m_F = \eta m_{\delta^2} = f(\delta^2).$$

Для определения математического ожидания m_y функции случайной величины $y = f(x^n)$ при $n = 2$ можно воспользоваться свойством математического ожидания [1]:

$$m(x^2) = [m(x)]^2 + S_x^2. \quad (9)$$

В нашем случае (10) дает следующий результат:

$$m_F = 2\alpha k (1 + \beta^2) \delta^2. \quad (10)$$

Среднеквадратическое отклонение (7):

$$S_F^2 = \left[\frac{\partial f}{\partial \delta} \Big|_{m_\delta} \right]^2 S_\delta^2 = (4\alpha k)^2 \delta^2 S_\delta^2, \quad (11)$$

Во введенных обозначениях выражение для среднего напряжения в проушине (2) принимает простой вид:

$$\sigma_{cp} = \frac{P}{F}. \quad (12)$$

Его математическое ожидание:

$$m_\sigma = \frac{m_P}{m_F}. \quad (13)$$

Среднеквадратическое отклонение (7):

$$S_\sigma^2 = \left[\frac{\partial f}{\partial P} \Big|_{m_P} \right]^2 S_P^2 + \left[\frac{\partial f}{\partial F} \Big|_{m_F} \right]^2 S_F^2 = \left(\frac{1}{F} \right)^2 S_P^2 + \left(-\frac{P}{F^2} \right)^2 S_F^2. \quad (14)$$

Подставив в (6), (8), (10), (11), (12) и (14) исходные параметры, можно получить численные значения характеристик распределения. Далее записывается уравнение связи (1) и решается относительно искомой величины.

Реализация метода

Численный расчет и сравнение детерминированных и вероятностных параметров проушины выполнены в рамках эскизного проекта легкомоторного УТС. В качестве прототипа принят учебно-тренировочный самолет ЯК-152 с немецким поршневым двигателем RED A05. Альтернативой ему может служить отечественный турбовинтовой двигатель ВК-800С. Однако, замена двигателя обуславливает необходимость внесения в конструкцию самолета ряда изменений, в том числе, проектирования новой конструкции узла навески.

На рис. 2 представлена разработанная конструкция узла навески двигателя ВК-800С ферменного типа. Пространственная силовая ферма состоит из 8 жестких стержней.

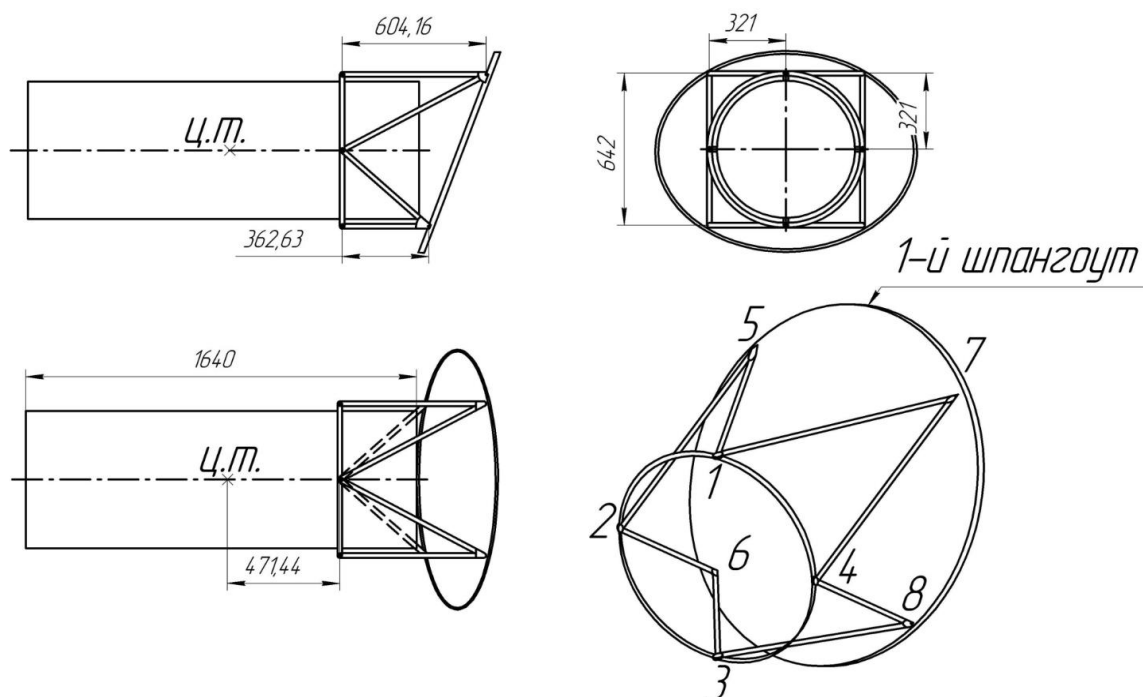


Рисунок 2 – Общий вид фермы навески двигателя ВК-800С

Ферма является дважды статически неопределимой, для расчета усилий в ее стержнях из существующих методик расчета [4] выбран «метод сил». В качестве исходных данных используются геометрические параметры фермы (таблица 1), значения расчетных нагрузок.

Статически определимая основная система получена путем отбрасывания «лишних стержней» 36 и 38.

В работе приняты следующие расчетные случаи: взлетный режим, выполнение маневра «горка», прямолинейный горизонтальный полет и стоянка. К двигателю приложены силы и моменты: сила тяги P_x ; равнодействующая массовых сил P_y ; реактивный момент от винта M_x .

Таблица 1 – Длины стержней и направляющие косинусы

Стержень	Проекция на оси			Длина l , м	Направляющие косинусы		
	x	y	z		x	y	z
15 и 17	0,60416	0	0,321	0,684142	0,883	0	0,469
25 и 47	0,60416	0,321	0	0,684142	0,883	0,469	0
26 и 48	0,36263	0,321	0	0,484294	0,748	0,662	0
36 и 38	0,36263	0	0,321	0,484294	0,748	0	0,662

Результаты расчета усилий в стержнях фермы приведены в таблице 2.

Таблица 2 – Исходные данные для проведения вероятностного расчета

Параметр	Значение	Примечание
Предельное напряжение m_{σ_0} , МПа	1400	Среднее значение предела прочности для стали 30ХГСА (Справочник по сопротивлению материалов/ Г.С. Писаренко, А.П. Яковлев, В.В. Матвеев; Отв. ред. Г.С. Писаренко. – 2-е изд., перераб. и доп. – Киев: Наук. думка, 1988. – 736 с.)
Среднеквадратическое отклонение предельного напряжения S_{σ_0} , МПа	60	Коэффициент вариации для прочностных характеристик сталей и сплавов составляет $\gamma = 5-10\%$ (Методология выбора материалов и упрочняющих технологий в машиностроении: учебник / В.Е. Зоткин. – 4-е изд., перераб. и доп. – М.: ИД «ФОРУМ»: ИНФРА-М, 2017. – 320 с.). В расчетах принят $\gamma_{\sigma_0} = 7\%$.
Усилие P_1 , Н	-33239	Приняты для наиболее нагруженной проушины в узле 8 в режиме «горка», в которую приходят стержни 38 и 48.
Усилие P_2 , Н	2646	
Среднеквадратическое отклонение S_{P_1} , Н	3323	При отсутствии экспериментальных и статистических данных коэффициент вариации принимается как для предельных напряжений $\gamma = 10\%$ (Кузнецов А.А., Алифанов О.М., Ветров В.И. Вероятностные характеристики прочности авиационных материалов и размеров сортамента: Справочник/ Под ред. С.О. Охупкина. – М.: Машиностроение, 1970. – 567 с.)
Среднеквадратическое отклонение S_{P_2} , Н	265	
Допуск β на искомый размер δ проушины	0,02	Принимается среднее значение допуска на размеры прессованных профилей, используемых в авиастроении
Коэффициент соотношения размеров проушины α	1	
Коэффициент концентрации напряжений k	0,8	При $y/x = 1$ и $b/a = 2$ [4].

Детерминированное значение толщины проушины из (12):

$$\delta_o = \sqrt{\frac{P_1 + P_2}{2\alpha\sigma_s k}} = \sqrt{\frac{|-33239 + 2646|}{2 \cdot 1 \cdot 1400 \cdot 10^6 \cdot 0,8}} = 3,696 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Результаты вычислений толщины для различных значений вероятности безотказной работы по (1)-(14) представлены в таблице 3 для коэффициента k по формуле (3) и при $k = 1$, т.е. в предположении, что запас прочности по концентрациям напряжений отсутствует.

Таблица 3 – Зависимость толщины проушины от вероятности безотказной работы

H	0,5	0,99	0,995	0,999	0,9999	0,99999
$z(H)$	0	2,326	2,575	3,09	3,719	4,265
δ_v , мм (при $k = 0,8$)	3,695	4,29	4,36	4,5	4,67	4,83
δ_v , мм (при $k = 1$)	3,31	3,84	3,9	4,02	4,18	4,32

Выводы

1. Детерминированные расчеты дают результаты, соответствующие вероятности безотказной работы $H = 0,5$.

2. Применение вероятностного расчета имеет целью определение надежности известной конструкции, которая затем сравнивается с нормативной надежностью, или выполнение конструктивного расчета (подбора размеров сечения конструкции) при условии обеспечения заданной надежности. Так, например, вероятности $H = 0,99$ соответствует толщина $\delta = 4,29$ мм.

3. Вероятностный расчет может быть использован для установления коэффициентов запаса прочности по заданной вероятности безотказной работы. Это особенно актуально при отсутствии достаточного количества экспериментальных данных. Такой вывод следует из сравнения результатов, полученных при $k = 0,8$ (рассчитанного по (3)) и $k = 1$.

4. По степени влияния на δ_v проушины параметры распределения случайных величин располагаются в порядке убывания значимости следующим образом – S_P, S_{σ_0}, β .

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Капур К. Надежность и проектирование систем / К. Капур, Л. Ламберсон. М.: Мир. 1980.
2. Надежность механических частей конструкции летательных аппаратов/ А. А. Кузнецов, А. А. Золотов, В. А. Колягин, М. И. Титов. М.: Машиностроение, 1979. 144 с.
3. Кан С. Н. Расчет самолета на прочность. – 6-е изд. перераб. и доп. / С. Н. Кан, И. А. Свердлов. М.: Машиностроение, 1966. 520 с.
4. Пашкова М. Е. Проблемы статически определимых систем / М. Е. Пашкова, В. В. Андриенко, Е. А. Базарова // Инновационные процессы в науке и образовании. Сборник статей Международной научно-практической конференции: в 2 ч. Часть 1. Пенза: Наука и просвещение, 2019. С. 76-77. – EDN VQBKNR.

**ЧИСЛЕННАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ
УСТРОЙСТВ АВТОМАТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ НА СТАДИИ
ПРАКТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ**

Петров П. В.¹, канд. техн. наук
Алексеев В. А.¹
Кудерко Д. А.², канд. техн. наук

¹*Уфимский университет науки и технологий
(г. Уфа)*
²*АО «Технодинамика»
(г. Москва)*

Аннотация. Развитие аппаратных средств ЭВМ привело к изменению тактики и стратегии исследования сложных технических систем и, в частности, к существенному развитию численных методов. Развитие компьютерных технологий также накладывает отпечаток на манеру исследований. В статье на примере некоторых задач гидроавтоматики показано, что при использовании стандартного математического обеспечения иногда выгоднее усложнять математическое описание, вводя дифференциальные уравнения там, где вполне можно было бы обойтись алгебраическими уравнениями.

Ключевые слова: анализ, САР, гидроусилитель, динамическая модель, вычислительный эксперимент, обратная связь.

**NUMERICAL IMPLEMENTATION OF MATHEMATICAL MODELS OF
AIRCRAFT AUTOMATION DEVICES AND COMPUTATIONAL
EXPERIMENT AT THE STAGE OF PRACTICAL DESIGN**

Petrov P. V.¹, Candidate of Technical Sciences
Alekseyev V. E.¹
Kuderko D. A.², Candidate of Technical Sciences

¹*Ufa University of Science and Technology
(Ufa)*
²*Center Technodinamika
(Moscow)*

Abstract. The development of computer hardware has led to a change in tactics and strategies for the study of complex technical systems and, in particular, to a significant development of numerical methods. The development of computer technology also leaves an imprint on the manner of research. In the article, using the example of some problems of hydraulic automation, it is shown that when using standard mathematical software, it is sometimes more profitable to complicate the mathematical description by introducing differential equations where it would be quite possible to do with algebraic equations.

Keywords: analysis, CAP, hydraulic booster, dynamic model, computational experiment, feedback.

Введение

При анализе САР для упрощения расчётов стараются пренебречь малыми параметрами и понизить порядок дифференциального уравнения. Если это не влияет на устойчивость, то такая система является грубой (робастной) в смысле А. А. Андропова. Для частотных, и особенно корневых методов, наиболее приемлемым считается вариант, когда система получается не выше третьего порядка [1].

Дифференциальное уравнение, в котором пренебрегли малым параметром, обращается в алгебраическое так, что система обычно описывается совокупностью дифференциальных и алгебраических уравнений. К ним могут добавляться алгебраические выражения или уравнения, обусловленные различными причинами, например, изменением поведения (системы с гибридным поведением) [2]. Если для рассматриваемой задачи составляется индивидуальная программа методом конечных разностей, то это не является препятствием, так как в данном случае все дифференциальные уравнения аппроксимируются алгебраическими. Совсем другая ситуация получается при использовании стандартного математического обеспечения. Здесь системы алгебраических и дифференциальных уравнений решаются разными решателями, что приводит к необходимости исключения алгебраических выражений путём включения их в состав дифференциальных уравнений. Последняя операция является нестандартной и, как правило, приводит к необходимости громоздких преобразований.

В круг обсуждаемых вопросов вводится несколько парадоксальная идея: что если даже там, где пренебрежение малым параметром вполне допустимо, не отказываться от дифференциального описания? Оказывается, что в ряде случаев это усложнение математического описания приводит к значительному упрощению процедуры составления и решения задачи.

Постановка задачи и результаты вычислительного эксперимента

Рассмотрим гидроусилитель с упругой обратной связью (согласно Сунарчину Р. А. Проектирование гидромеханических регуляторов авиационных двигателей: Учебное пособие), обладающий рядом достоинств, изображенный на рисунке 1.

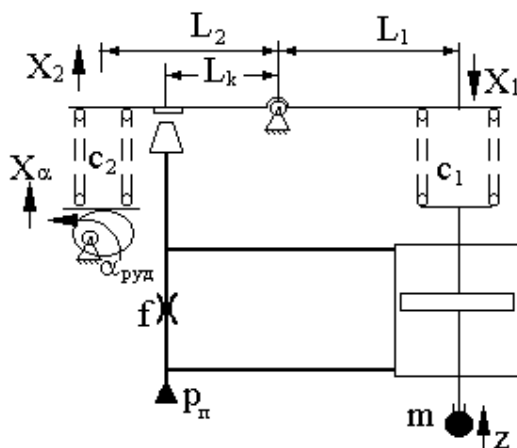


Рисунок 1 – Принципиальная схема гидроусилителя с упругой обратной связью

Вообще говоря, это типичная двух массовая система: массы поршня и рычага, с упругим соединением посредством пружины C_1 , подробно описанная, например, в [3]. Но если массой рычага пренебречь, то его динамику можно описать алгебраическим уравнением. Расчётную схему удобно изобразить в виде последовательных положений вычислительного рычага, показанных на рисунке 2.

В исходном положении рычаг находится в состоянии равновесия под действием сил начальной затяжки пружин C_1 и C_2 . Поршень гидроцилиндра также находится в равновесии под действием сил давления жидкости и пружины C_1 . После приложения воздействия ΔX_α рычаг мгновенно (в силу отсутствия инерции) поворачивается по часовой стрелке и занимает максимально смещённое положение. При повороте рычага увеличивается ширина щели плоского клапана и, как следствие, уменьшается давление в верхней управляемой полости гидроцилиндра. Поршень начинает двигаться вверх, поворачивая при этом вычислительный рычаг против часовой стрелки. В некоторый момент времени рычаг принимает промежуточное положение, для которого составляется текущий баланс моментов.



Рисунок 2 – Характерные положения вычислительного рычага

Полагая при обычных допущениях вычислительный рычаг безынерционным, рассмотрим (рис. 2) характерные положения вычислительного рычага после приложения ступенчатого воздействия X_α .

Исходное состояние до приложения воздействия. Пружины нагружены начальной затяжкой:

$$c_2 x_{20} L_2 = c_1 x_{10} L_1 \quad (1)$$

После приложения ступенчатого входного воздействия ΔX_α рычаг мгновенно занимает максимально смещённое положение, так что левый его конец перемещается на величину ΔX_{2m} , а правый на $-\Delta X_{1m}$. Баланс сил при этом имеет вид:

$$c_2(x_{20} + \Delta X_\alpha - \Delta X_{2m})L_2 = c_1(x_{10} + \Delta X_{1m})L_1 \quad (2)$$

Так как при смещении рычага ширина щели плоского клапана увеличивается, и давление в верхней управляемой полости гидроцилиндра уменьшается, то поршень начинает двигаться, вверх затягивая пружины и стремясь перевести рычаг в исходное положение (принцип отрицательной обратной связи). Так как рычаг считается безынерционным, то для промежуточного положения также можно записать уравнение равенства моментов сил:

$$c_2(x_{20} + \Delta X_\alpha - \Delta X_{2m} + \Delta X_2)L_2 = c_1(x_{10} + \Delta X_{1m} - \Delta X_1 + \Delta Z)L_1, \quad (3)$$

где $\Delta X_1, \Delta X_2$ – текущее смещение крайних точек рычага.

Конечное положение теоретически должно совпадать с исходным. В этом случае баланс моментов сил имел бы вид:

$$c_2(x_{20} + \Delta X_\alpha)L_2 = c_1(x_{20} + \Delta Z_m)L_1 \quad (4)$$

Вычитая предыдущие уравнения из последующих, можно получить ряд полезных выражений для максимальных перемещений и текущего значения ширины щели:

$$\begin{aligned} \Delta X_{1m} &= k_1 \Delta X_\alpha \\ \Delta X_{2m} &= k_2 \Delta X_\alpha \\ \Delta Z_m &= \frac{c_1 L_1}{c_2 L_2} \Delta X_\alpha \end{aligned}, \quad (5)$$

$$X_k(t) = x_0 + (k_1 \Delta X_\alpha - k_3 \Delta Z) \frac{L_k}{L_1}$$

где $\left(\begin{array}{l} k_1 = \frac{c_2 L_1 L_2}{c_1 L_1^2 + c_2 L_2^2}; \\ k_2 = \frac{c_2 L_2^2}{c_1 L_1^2 + c_2 L_2^2}; \\ k_3 = \frac{c_1 L_1^2}{c_1 L_1^2 + c_2 L_2^2}. \end{array} \right)$ – коэффициенты пропорциональности.

Выражение для ширины щели можно записать в другом виде:

$$X_k(t) = x_0 + k_r \Delta X_\alpha - k_{oc} \Delta Z, \quad (6)$$

где $k_r = k_1 \frac{L_k}{L_1}$, $k_{oc} = k_3 \frac{L_k}{L_1}$ – соответственно, коэффициенты усиления рычага и обратной связи.

Динамическая модель, описывающая работу механизма, имеет вид:

$$\begin{aligned} \frac{dZ}{dt} &= \Delta v \\ \frac{dv}{dt} &= \frac{1}{m} (\Delta p F - k_v \frac{dv}{dt} - c_1 (\Delta Z + k_1 \Delta X_\alpha - k_3 \Delta Z) - F_c), \\ \frac{dp}{dt} &= \frac{E}{V} [\mu b X_{kz}(t) \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_0 - \Delta p)} - \mu f \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_0 + \Delta p)}] \end{aligned} \quad (7)$$

где ширина щели определяется по выражению (6).

Типовые переходные процессы для нулевых начальных условий и исходных данных показаны на рис. 3. Хорошо видно, что ширина щели клапана не возвращается к исходной и это закономерно, так как затяжка пружины на величину ΔX_α должна быть уравновешена силой давления, которая определяется шириной щели.

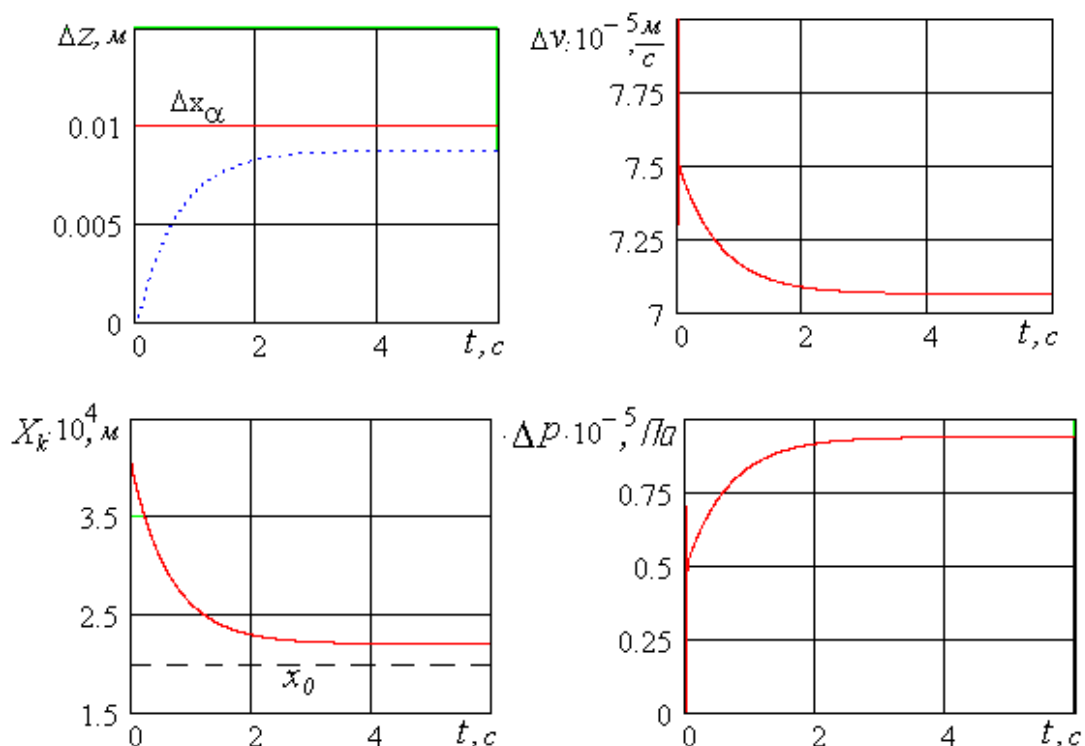


Рисунок 3 – Переходные процессы гидроусилителя с упругой обратной связью

А теперь рассмотрим динамику гидроусилителя, не пренебрегая массой рычага. При этом положим, что вся масса m_2 сосредоточена на левом конце рычага и движется вдоль оси пружины C_2 по оси x_2 .

$$m_2 \frac{dx_2^2}{dt^2} = c_2(\Delta X_\alpha - \Delta x_2) - c_1(\Delta x_1 + \Delta Z) - k_{vx} \frac{dx_2}{dt} - F_{cx}$$

$$\mu b(x_0 + \Delta x_2 \frac{L_{кл}}{L_2}) \sqrt{\frac{2}{\rho}(p_0 - \Delta p)} = \mu f \sqrt{\frac{2}{\rho}(p_{п} - p_0 + \Delta p)} + F \frac{dx_2}{dt} + \frac{V_0 - Fz}{E} \frac{dp}{dt} \quad (8)$$

$$m_1 \frac{dZ^2}{dt^2} = (p_{п} - p_0 + \Delta p)F - c_1(\Delta x_1 + \Delta Z) - k_{vz} \frac{dZ}{dt} - F_{cz}$$

Здесь можно отметить, что, отдавая качество (вводя дифференциальное уравнение вместо алгебраического), мы существенно усиливаем позицию. Если в первом случае пришлось буквально «слепить» выражение для ширины щели, то в системе (8) указано лишь начальное направление изменения. Но самое главное, система (8) состоит только из дифференциальных уравнений и легко решается стандартными средствами.

На рисунке 4 показано изменение ширины щели для различных масс рычага. Видно, что для масс 0 (расчёт по системе (7)) и 0.02 кг (расчёт по системе (8)) переходные процессы практически совпадают; при больших массах появляются колебания.

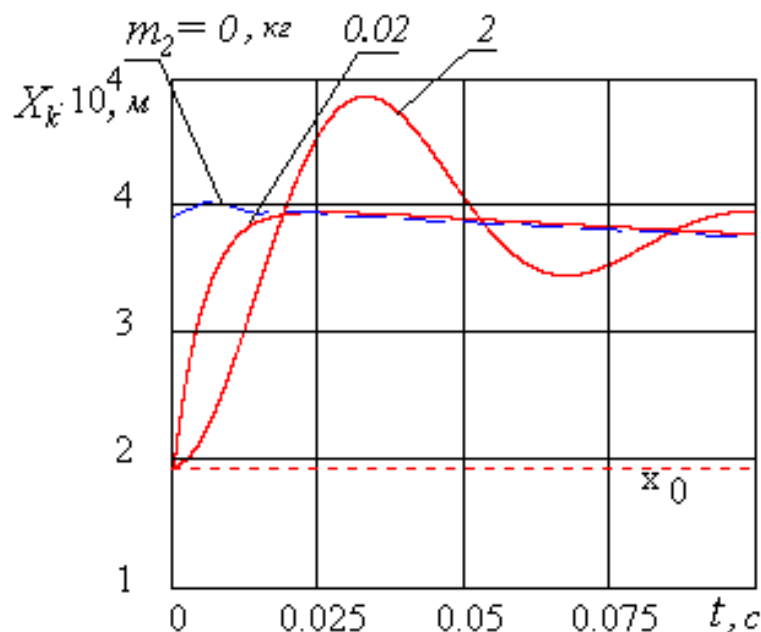


Рисунок 4 – Изменение ширины щели гидроусилителя в начальный момент переходного процесса

Другой пример подобной тактики покажем на примере пропорционального гидроусилителя, изображенного на рисунке 5.

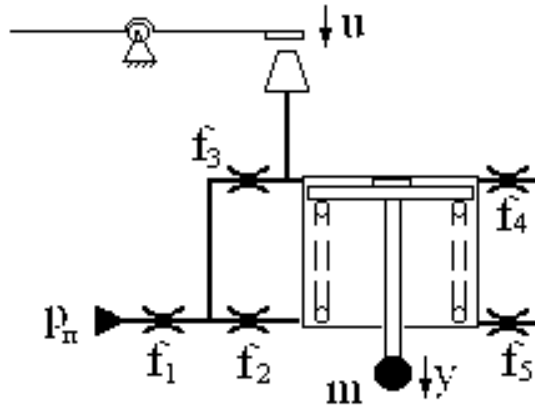


Рисунок 5 – Схема пропорционального гидросилителя

Избыточное, на первый взгляд, количество дросселей обусловлено необходимостью дренирования полостей и регулирования параметров движения поршня. Здесь имеет место два явно выраженных конечных объема V_1 – над поршнем и V_2 – под поршнем и V – сравнительно небольшая междроссельная камера, объемом которой обычно пренебрегают и составляют алгебраическое уравнение для разветвления потока жидкости во второй и третий дроссели.

$$\mu f_1 \sqrt{\frac{2}{\rho}(p_{\text{п}} - p)} = \mu f_2 \sqrt{\frac{2}{\rho}(p - p_2)} + \mu f_3 \sqrt{\frac{2}{\rho}(p - p_1)} \quad (9)$$

Ситуация здесь намного тяжелее, чем в предыдущем случае: уравнение (9) – трансцендентное, давление p через давления p_1 и p_2 без серьёзных упрощений явно не выражается. Кроме того, необходимо иметь в виду, что направление потоков в динамике может меняться по сравнению со статическим случаем.

Выручить может тот же приём замены алгебраического уравнения дифференциальным. При этом модель будет состоять из одних дифференциальных уравнений и легко решается стандартными решателями:

$$\begin{aligned} m \frac{d^2 y}{dt^2} &= p_1 F_1 - c(y_{\text{н}} + y_0 + y) - k_v \frac{dy}{dt} - F_c \\ \mu f_1 \sqrt{\frac{2}{\rho}(p_{\text{п}} - p)} + \mu f_2 \sqrt{\frac{2}{\rho}(p_2 - p)} &= \mu f_3 \sqrt{\frac{2}{\rho}(p - p_1)} + \frac{V}{E} \frac{dp}{dt} \\ \mu f_3 \sqrt{\frac{2}{\rho}(p - p_1)} &= \mu f_4 \sqrt{\frac{2}{\rho} p_1} + \mu b(x_0 - \Delta x) \sqrt{\frac{2}{\rho} p_1} + F_1 \frac{dy}{dt} + \frac{V_1 + Fy}{E} \frac{dp_1}{dt} \\ F_2 \frac{dy}{dt} &= \mu f_5 \sqrt{\frac{2}{\rho} p_2} + \mu f_2 \sqrt{\frac{2}{\rho}(p_2 - p)} + \frac{V_2 - F_2 y}{E} \frac{dp_2}{dt} \end{aligned} \quad (10)$$

На рисунке 6 показаны типичные переходные процессы, полученные в результате интегрирования системы (10).

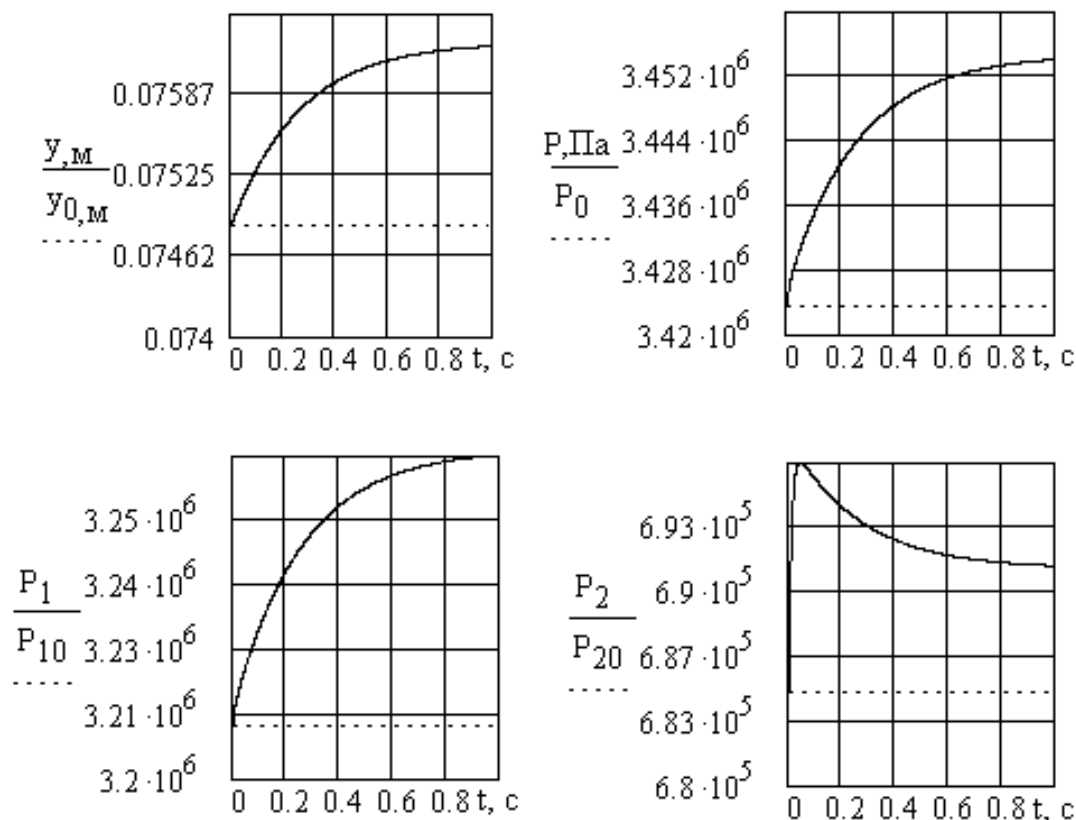


Рисунок 6 – Переходные процессы пропорционального гидроусилителя

Выводы

Таким образом, развитие стандартного математического обеспечения приводит к несколько парадоксальному результату: отказ от традиционного упрощения математического описания (применение более сложного дифференциального уравнения взамен алгебраического) в данном случае способствует упрощению и облегчению получения решения.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Петров П. В. Численное исследование нелинейных гидромеханических систем самолёта / П. В. Петров, В. А. Целищев, Д. А. Кудерко // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2023. Т. 27, № 2(100). С. 92-99. – DOI 10.54708/19926502_2023_27210092. – EDN FLTSAА.
2. Петров П. В. Численное моделирование работы систем автоматического управления авиационного газотурбинного двигателя на установившихся и переходных режимах / П. В. Петров, В. А. Целищев // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2019. № 57. С. 7-16. – DOI 10.15593/2224-9982/2019.57.01. – EDN OZWJBX.
3. Петров П. В. Основы автоматизированного проектирования гидромеханических устройств: Монография / П. В. Петров, В. А. Целищев. Уфа: РИК УГАТУ, 2019. 241 с.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКОГО РУЛЕВОГО ПРИВОДА И РЕЗУЛЬТАТЫ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Петров П. В.¹, канд. техн. наук
Грачев А. О.¹
Кудерко Д. А.², канд. техн. наук

¹*Уфимский университет науки и технологий
(г. Уфа)*

²*АО «Технодинамика»
(г. Москва)*

Аннотация. Электрогидравлический рулевой привод обеспечивает более точное и плавное управление самолетом. В статье рассмотрен принцип работы электрогидравлического рулевого привода и выполнен расчет статических и динамических характеристик привода в математическом пакете Mathcad. Показаны графики положения золотника, положения поршня, типовые переходные процессы и обобщенные диаграммы динамического состояния. Характеристики, полученные по результатам вычислительного эксперимента, позволяют определить уровень адекватности моделей и впоследствии выбрать более оптимальные конструктивные и эксплуатационные параметры.

Ключевые слова: электрогидравлический рулевой привод, математическая модель, статическая модель, линейная динамическая модель, динамические характеристики.

MATHEMATICAL MODELS OF ELECTROHYDRAULIC STEERING DRIVE AND RESULTS OF COMPUTATIONAL EXPERIMENT

Petrov P. V.¹, Candidate of Technical Sciences
Grachev A. O.
Kuderko D. A.², Candidate of Technical Sciences

¹*Ufa University of Science and Technologies
(Ufa)*

²*JSC "Technodinamika"
(Moscow)*

Abstract. The electrohydraulic steering drive provides more precise and smooth control of the aircraft. The principle of operation of the electrohydraulic steering drive is considered. The calculation of static and dynamic mathematical models in the Mathcad program is performed. The obtained graphs of the position of the spool, the position of the piston, typical transients and generalized diagrams of the dynamic state are shown.

Keywords: electrohydraulic steering drive, mathematical model, static model, linear dynamic model, dynamic characteristics.

Введение

Рассматривается математическая модель электрогидравлического рулевого привода основных аэродинамических поверхностей управления самолетом, в частности руля направления, руля высоты и руля интерцептора [1].

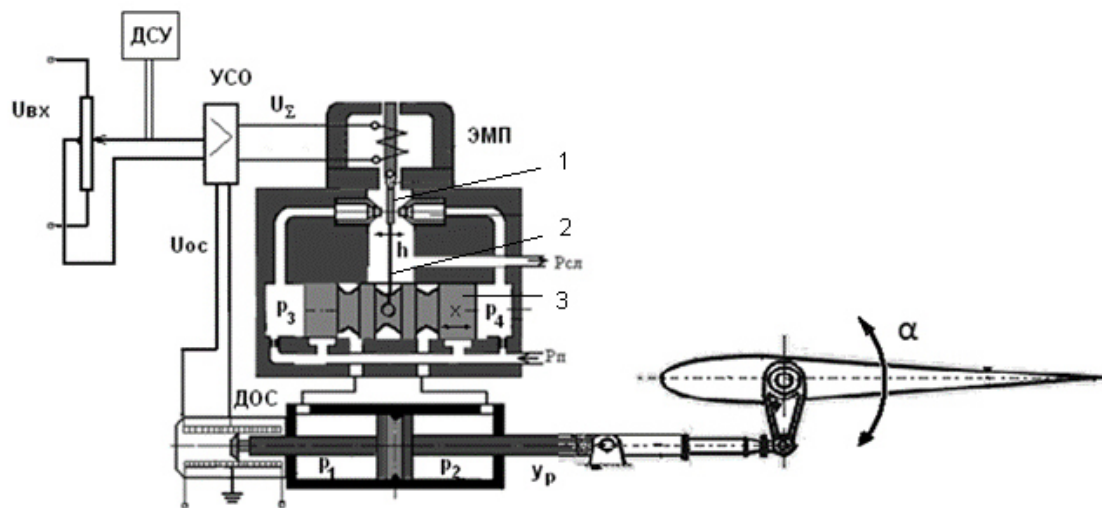


Рисунок 1 – Принципиальная схема электрогидравлического рулевого привода

Электрогидравлический привод предназначен для управления рулевой поверхностью аэродинамически неустойчивых и малоустойчивых самолетов. Особенностью работы таких приводов является взаимное нагружение каналов привода при работе, что в первую очередь введет к повышенному износу узлов привода и к снижению его ресурса.

Рассматриваемый электрогидравлический рулевой привод представляет собой электрогидравлическую следящую систему, в которой силовой исполнительный механизм в виде гидроцилиндра управляется цилиндрическим золотниковым распределителем.

В приводе использован электрогидравлический усилитель мощности типа «сопло-заслонка-золотник» с механической обратной связью по положению золотника.

При синтезе основных конструктивных параметров электрогидравлического усилителя необходимо обеспечить:

- 1) минимальные габариты и массу привода;
- 2) нелинейность скоростной характеристики не более 7%;
- 3) минимальную мощность, потребляемую распределителем для управления предварительным каскадом усилителя.

Первая задача работы заключается в составлении поэлементной статической и динамической моделей привода и в проведении вычислительного эксперимента с целью определения характеристик точности и управляемости силового привода. Вместе с основной задачей будет решаться задача построения упрощенной модели, предназначенной для полунатурного эксперимента.

Статическая модель электрогидравлического рулевого привода

Принимая обычные в этих случаях допущения (условие неразрывности и закон Гука, гидравлические потери имеют место только в дросселирующих щелях, параметры – сосредоточены) составим математическую модель привода.

Уравнение электрогидравлического усилителя, (ЭГУ)

$$\Delta x_3 + \Delta x_0 = k_{\text{эгу}} (I_{GU} - k_{oc} \Delta y_p), \quad (1)$$

где Δx_3 – перемещение золотника ЭГУ; Δx_0 – исходное положение золотника ЭГУ; I_{GU0} – ток управления, соответствующий начальному перекрытию окон гидроусилителя; $k_{\text{эгу}}$ – коэффициент усиления ЭГУ с позиционной обратной связью; I_{GU} – ток управления; k_{oc} – коэффициент обратной связи; Δy_p – перемещение поршня исполнительного гидроцилиндра.

Уравнения балансов расхода в гидравлическом усилителе (ГУ)

$$\begin{aligned} b_{\text{ок}} \Delta x_3 \sqrt{(\Delta p_N - \Delta p_A)} &= A_G \sqrt{(\Delta p_A - \Delta p_B)}, \\ b_{\text{ок}} \Delta x_3 \sqrt{(\Delta p_B - p_{cl})} &= A_G \sqrt{(\Delta p_A - \Delta p_B)}, \end{aligned} \quad (2)$$

где $b_{\text{ок}}$ – ширина окна золотникового ГУ; Δp_N – величина изменения давления за насосом; Δp_A – величина изменения давления в полости A ; Δp_B – величина изменения давления в полости B ; p_{cl} – давление в сливной полости; A_G – площадь сечения жиклера между полостями ГЦ.

Уравнение баланса сил на поршне исполнительного гидроцилиндра

$$S_A \Delta p_A - S_B \Delta p_B = F_{ST0} + F_{ST1} \Delta y_p, \quad (3)$$

где S_A – эффективная площадь полости A ГЦ; S_B – эффективная площадь полости B ГЦ; F_{ST0} – внешнее усилие на штоке ГЦ; F_{ST1} – внешнее усилие на штоке ГЦ.

Уравнение баланса сил на золотнике

$$\Delta Y_{ZOL} C_{prZOL} + F_{0ZOL} = (\Delta p_N - p_{cl}) S_{ZOL}, \quad (4)$$

где S_{ZOL} – эффективная площадь золотника; C_{prZOL} – жесткость пружины.

На рисунке 2 представлены результаты расчётов по формулам (1-4) основных статических параметров. Видно, что давление в полости поршня практически не отличается от давления насоса; золотник уже при самых малых значениях тока управления сдвигается на величину 0,000195 м и до значений тока 0,006 А остаётся постоянным. Такая ситуация обусловлена, по-видимому, малой жёсткостью пружины и малой предварительной затяжкой. Давления насоса и поршня при малых токах остаются постоянными.

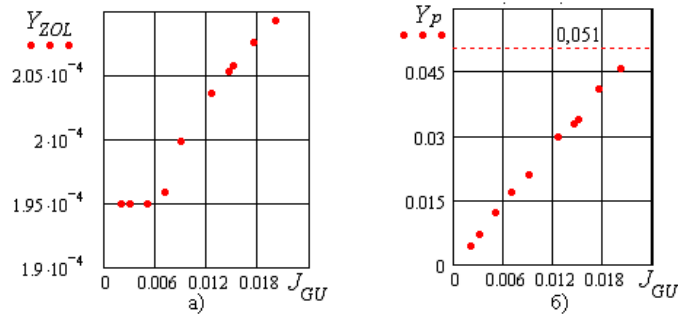


Рисунок 2 – Результаты расчета по статической модели
а) положение золотника б) положение поршня

Математическая модель ЭГСП

Работу и процессы, протекающие в следящем гидроприводе, можно представить системой дифференциальных уравнений (5), в которую входят уравнения движения заслонки, золотника и исполнительного поршня силового гидроцилиндра, а также уравнения балансов расхода, с учетом допущений [2; 3].

$$\left\{ \begin{array}{l} m_{э.м.н} \frac{d^2 h}{dt^2} = k_{FI} \left(I - \frac{k_{oc} y_p}{R} \right) - C_{\Sigma} h - k_v \frac{dh}{dt} - C_{oc} x_3 \\ m_3 \frac{d^2 x_3}{dt^2} = f_3 (p_3 - p_4) - k_{v3} \frac{dx_3}{dt} - C_{oc} (x_3 - h) \\ m_p \frac{d^2 y_p}{dt^2} = F_p (p_1 - p_2) - k_{vy} \frac{dy_p}{dt} - F_c \text{sign} \frac{dx_3}{dt} - R_{\Sigma} \\ \mu f \sqrt{\frac{2}{\rho} |p_k - p_3|} \cdot \text{sign}(p_k - p_3) - \mu b (h_0 - h) \sqrt{\frac{2}{\rho} |p_3|} \cdot \text{sign}(p_3) - f_3 \frac{dx_3}{dt} = \frac{V}{E} \cdot \frac{dp_3}{dt} \\ \mu f \sqrt{\frac{2}{\rho} |p_4 - p_k|} \cdot \text{sign}(p_k - p_4) - \mu b (h_0 + h) \sqrt{\frac{2}{\rho} |p_4|} \cdot \text{sign}(p_4) + f_3 \frac{dx_3}{dt} = \frac{V}{E} \cdot \frac{dp_4}{dt} \\ \mu b x_3 \sqrt{\frac{2}{\rho} |p_k - p_1|} \cdot \text{sign}(p_k - p_1) - F_p \frac{dy_p}{dt} = \frac{W + y_p F_p}{E} \cdot \frac{dp_1}{dt} \\ F_p \frac{dy_p}{dt} - \mu b x_3 \sqrt{\frac{2}{\rho} |p_2 - p_k|} \cdot \text{sign}(p_2 - p_c) = \frac{W - y_p F_p}{E} \cdot \frac{dp_2}{dt} \end{array} \right. \quad (5)$$

где m_p – суммарная масса, учитывающая вес поршня и присоединённую к нему нагрузку, м; y_p – положение поршня силового гидроцилиндра, м; F_p – эффективная площадь поршня силового гидроцилиндра, m^2 ; x_3 – положение золотника, м; p_3, p_4 – давления в полостях золотникового распределителя, Па; p_1, p_2 – давления в полостях гидроцилиндра, Па; p_k – давление на входе в силовой привод, Па; v – суммарный объем жидкости приводе, m^3 ; w – присоединенный объем жидкости в камерах гидроцилиндра, m^3 ; E – модуль объемной упругости, Па; f_3 – площадь поперечного сечения золотника, m^2 ; m_3 –

масса золотниковой части, кг; $m_{эмн}$ – масса якоря электромеханического преобразователя кг; h – положение заслонки, м; k_{FI}, k_R – соответственно, коэффициент усиления по току и гидродинамического воздействия струй на заслонку; $c_{\Sigma} = c_{эмн} + k_R$ – суммарная жесткость ЭМП, Н/м; $c_{эмн}, c_{oc}$ – соответственно, жесткость электромеханического преобразователя и обратной связи, Н/м; k_v, k_{v3} – соответственно, коэффициент вязкого демпфирования якоря ЭМП и золотника; k_{vp} – коэффициент вязкого демпфирования гидроцилиндра; f – площадь линейного дросселя, м²; I – управляющий ток, А; k_{oc} – коэффициент внешней обратной связи.

Модель привода в безразмерной постановке с обобщённым анализом динамических характеристик

В результате введения в систему уравнений (5) масштабов преобразования [4; 5] получим новую систему уравнений, описывающих динамику ЭГСП (6). Полученная система уравнений также, как и в предыдущем случае, будет включать в себя уравнения движения заслонки, золотника и исполнительного поршня силового гидроцилиндра, а также уравнения балансов расхода, но уже в безразмерной форме.

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \frac{d^2 \bar{h}}{dt^2} = \left(\frac{1}{T_e} \right)^2 \left(\gamma \frac{x_m}{y_m} \left(\bar{I} - \frac{k_{oc} y_m}{R I_m} \right) - \bar{h} - 2 \bar{T}_e \xi_e \frac{d\bar{h}}{dt} - \gamma (\bar{x}_3 + \bar{h}) \right) \\
 \frac{d^2 \bar{x}_3}{dt^2} = \left(\frac{1}{T_3} \right)^2 \left(\bar{k}_{px} \frac{x_m}{y_m} (\bar{p}_3 - \bar{p}_4) - 2 \bar{T}_3 \xi_3 \frac{d\bar{x}_3}{dt} - (\bar{x}_3 - \bar{h}) \right) \\
 \frac{d^2 \bar{y}_p}{dt^2} = \left(\frac{1}{T_m} \right)^2 \left[\bar{k}_{py} \frac{x_m}{y_m} (\bar{p}_1 - \bar{p}_2) - 2 \bar{T}_m \xi_p \frac{d\bar{y}_p}{dt} - \bar{F}_c \operatorname{sign} \frac{d\bar{x}_3}{dt} - \bar{R}_{\Sigma} \right] \\
 \left\{ \begin{array}{l}
 \left(\frac{\bar{f} \cdot h_0}{T_{gy} \cdot y_m} \cdot \sqrt{2|1 - \bar{p}_3|} \cdot \operatorname{sign}(1 - \bar{p}_3) - \right. \\
 \left. - \frac{1}{T_{gy}} \left(\frac{h_0}{y_m} - \bar{h} \right) \sqrt{2|\bar{p}_3|} \cdot \operatorname{sign}(\bar{p}_3) - f_3 \frac{d\bar{x}_3}{dt} \right) \\
 \left(\frac{\bar{f} \cdot h_0}{T_{gy} \cdot y_m} \cdot \sqrt{2|1 - \bar{p}_4|} \cdot \operatorname{sign}(1 - \bar{p}_4) - \right. \\
 \left. - \frac{1}{T_{gy}} \left(\frac{h_0}{y_m} + \bar{h} \right) \sqrt{2|\bar{p}_4|} \cdot \operatorname{sign}(\bar{p}_4) + f_3 \frac{d\bar{x}_3}{dt} \right)
 \end{array} \right\} = \frac{\bar{V} p_k}{E} \cdot \frac{d\bar{p}_3}{dt} \\
 \left\{ \begin{array}{l}
 \left(\frac{\bar{f} \cdot h_0}{T_{gy} \cdot y_m} \cdot \sqrt{2|1 - \bar{p}_4|} \cdot \operatorname{sign}(1 - \bar{p}_4) - \right. \\
 \left. - \frac{1}{T_{gy}} \left(\frac{h_0}{y_m} + \bar{h} \right) \sqrt{2|\bar{p}_4|} \cdot \operatorname{sign}(\bar{p}_4) + f_3 \frac{d\bar{x}_3}{dt} \right) \\
 \left(\frac{\bar{f} \cdot h_0}{T_{gy} \cdot y_m} \cdot \sqrt{2|1 - \bar{p}_3|} \cdot \operatorname{sign}(1 - \bar{p}_3) - \right. \\
 \left. - \frac{1}{T_{gy}} \left(\frac{h_0}{y_m} - \bar{h} \right) \sqrt{2|\bar{p}_3|} \cdot \operatorname{sign}(\bar{p}_3) - f_3 \frac{d\bar{x}_3}{dt} \right)
 \end{array} \right\} = \frac{\bar{V} p_k}{E} \cdot \frac{d\bar{p}_4}{dt} \\
 \bar{x}_3 \sqrt{2|1 - \bar{p}_1|} \cdot \operatorname{sign}(1 - \bar{p}_1) - \bar{T}_{gp} \frac{y_m}{x_m} \cdot \frac{d\bar{y}_p}{dt} = \bar{T}_v \frac{d\bar{p}_1}{dt} \\
 \bar{T}_{gp} \frac{y_m}{x_m} \cdot \frac{d\bar{y}_p}{dt} - \bar{x}_3 \sqrt{2 \cdot |\bar{p}_2 - \bar{p}_c|} \cdot \operatorname{sign}(\bar{p}_2 - \bar{p}_c) = \bar{T}_v \frac{d\bar{p}_2}{dt}
 \end{array} \right. \quad (6)$$

где y_m – максимальное перемещение поршня гидроцилиндра; $\bar{y}_p = \frac{y_p}{y_m}$ – относительное перемещение поршня гидроцилиндра; x_m – максимальное перемещение золотника; $\bar{x}_3 = \frac{x_3}{y_m}$ – относительное перемещение золотника;

$\bar{V} = \frac{V}{f_3 \cdot y_m}$ – объем рабочей камеры гидроцилиндра; E – модуль объемной упругости; $\bar{h} = \frac{h}{y_m}$ – относительное перемещение заслонки; $\bar{f} = \frac{f}{b \cdot h_0}$ – относительная площадь нерегулируемого дросселя; $k_{oc} = \frac{c_{oc}}{c_\Sigma}$ – коэффициент обратной связи привода; $\bar{k}_{px} = \frac{f_3 \cdot p_k}{c_{oc} \cdot x_m}$ – коэффициент преобразования электрогидравлического усилителя по силе; $\bar{k}_{py} = \frac{F_p \cdot p_k}{c_z \cdot y_m}$ – коэффициент усиления гидродвигателя; $\xi_e = \frac{k_{ve}}{2 \cdot \sqrt{c_\Sigma \cdot m_e}}$ – коэффициент затухания движения якоря электромеханического преобразователя; $\xi_3 = \frac{k_{v3}}{2 \cdot \sqrt{c_{oc} \cdot m_3}}$ – коэффициент затухания движения золотника; $\xi_p = \frac{k_{vp}}{2 \cdot \sqrt{c_z \cdot m_p}}$ – коэффициент затухания движения поршня; $\bar{I} = \frac{I}{I_m}$ – ток управления в безразмерной форме;

$\bar{p}_3 = \frac{p_3}{p_k}$, $p_4 = \frac{p_4}{p_k}$ – относительное давление в полостях золотника;

$\bar{p}_1 = \frac{p_1}{p_k}$, $\bar{p}_2 = \frac{p_2}{p_k}$ – относительное давление в полостях гидроцилиндра;

$\bar{F}_c = \frac{F_c}{y_m \cdot c_z}$, $\bar{R}_\Sigma = \frac{R_\Sigma}{y_m \cdot c_z}$ – соответственно, относительное сухое трение и нагрузка; $\bar{T}_e = \frac{T_e}{T_0}$ – безразмерная времени ЭМП; $\bar{T}_3 = \frac{T_3}{T_0}$ – безразмерная времени золотника; $\bar{T}_{gy} = \frac{T_{gy}}{T_0}$ – безразмерная времени гидроусилителя; $\bar{T}_m = \frac{T_m}{T_0}$ – безразмерная механическая времени поршня гидроцилиндра; $\bar{T}_{gp} = \frac{T_{gp}}{T_0}$ –

безразмерная гидравлическая времени поршня гидроцилиндра; $\bar{T}_v = \frac{T_v}{T_0}$ – безразмерная объемная постоянная времени поршня гидроцилиндра.

Результаты интегрирования по размерным и безразмерным моделям показаны на рис. 3.

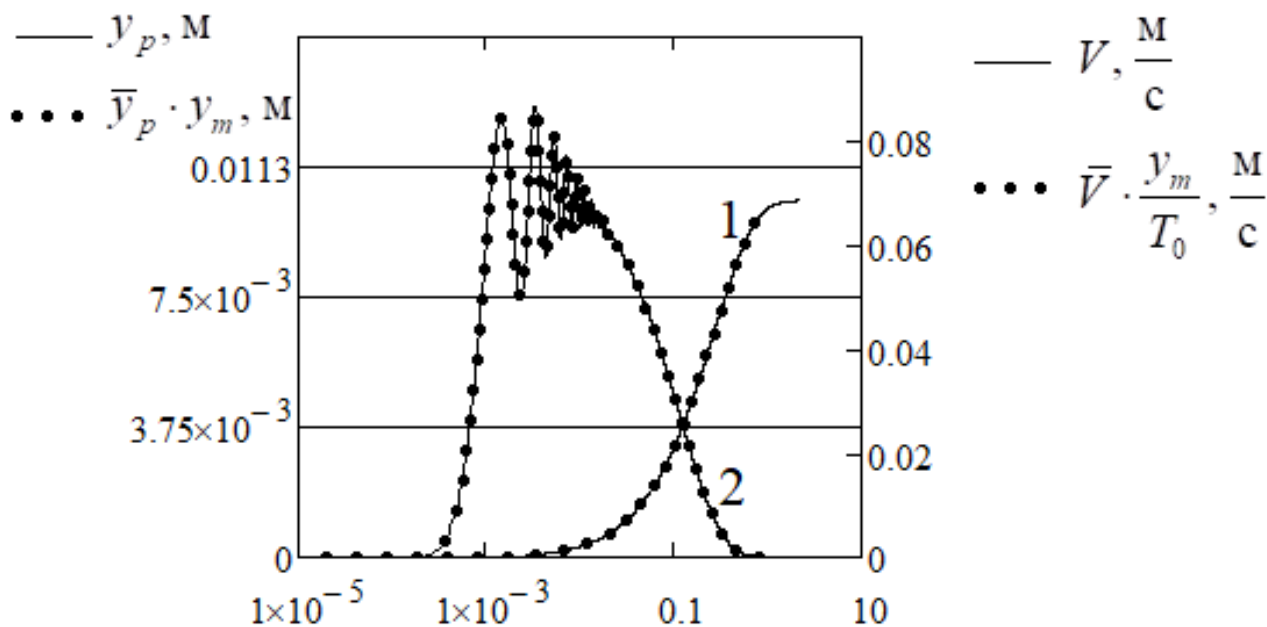


Рисунок 3 – Переходные процессы поршня силового гидроцилиндра ЭГСП, по размерной и безразмерной моделям (логарифмический масштаб):
1 – перемещение поршня; 2 – скорость поршня

По результатам вычислительного эксперимента был проведен анализ полученных характеристик и получены обобщенные характеристики в безразмерных параметрах [7].

К примеру, выявлено влияние на динамику привода критериев \bar{T}_{gy} и \bar{T}_e . С увеличением отношения $\frac{1}{\bar{T}_{gy}}$ и безразмерной времени \bar{T}_e необходимые значения коэффициента затухания движения золотника на границе устойчивости растут примерно пропорционально (рис. 4). Когда величина гидравлической постоянной достигает значения единицы $\bar{T}_{gy} \approx 1$, границы устойчивости пересекаются (см. рис. 4) так, что по обе стороны от этой точки влияние \bar{T}_e противоположно. Если при $\bar{T}_{gy} < 1$ – то, в этом случае величина \bar{T}_e дестабилизирует систему, и наоборот при $\bar{T}_{gy} > 1$ увеличение \bar{T}_e оказывает стабилизирующее воздействие.

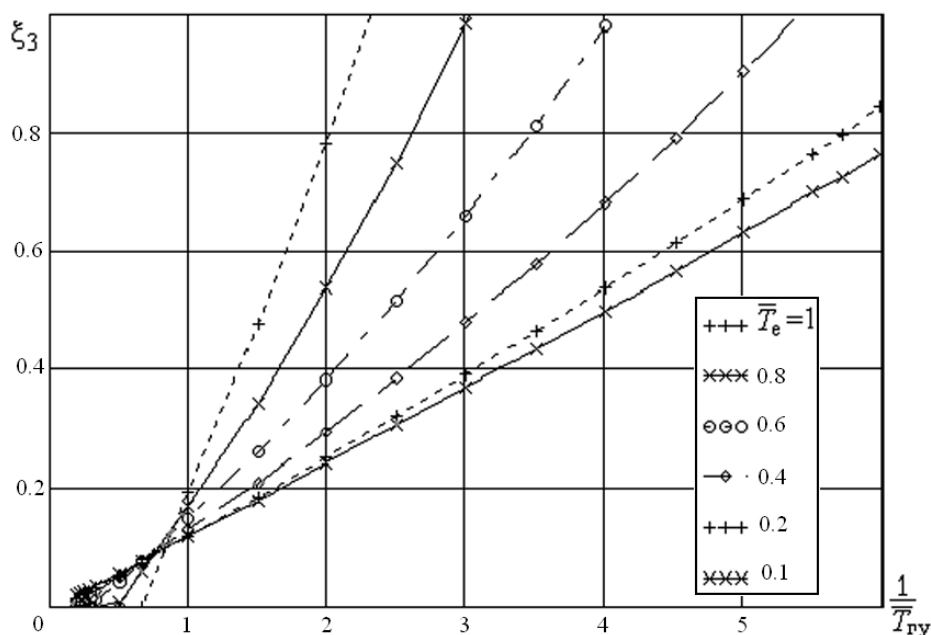


Рисунок 4 – Потребные значения коэффициента демпфирования золотника
 $(\bar{V} = 1,67 \cdot 10^4; \xi_e = 0,209; \bar{f} = 0,46; E / p_k = 10; \gamma = 0,429)$

Заключение

Таким образом, применение обобщенных переменных значительно облегчает проведение численного эксперимента, так как число обобщенных величин значительно меньше числа первоначальных аргументов задачи, а их значения имеют один порядок. Но самое существенное достоинство перехода к обобщенным переменным – возможность построения обобщенных экспериментальных характеристик точности, устойчивости и управляемости исследуемых систем.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Кудерко Д. А. Перспективы развития приводов рулевых поверхностей гражданского самолета / Д. А. Кудерко, В. А. Целищев, Д. В. Целищев // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2021. № 67. С. 70-84. – DOI 10.15593/2224-9982/2021.67.07. – EDN XWJRLJ.
2. Петров П. В. Основы автоматизированного проектирования гидромеханических устройств: Монография / П. В. Петров, В. А. Целищев. Уфа: РИК УГАТУ, 2019. 241 с.
3. Петров П. В. Численное исследование нелинейных гидромеханических систем самолёта / П. В. Петров, В. А. Целищев, Д. А. Кудерко // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2023. Т. 27, № 2(100). С. 92-99. – DOI 10.54708/19926502_2023_27210092. – EDN FLTSAА.
4. Petrov P. V. "The need to study non-linear hydro-mechanical systems in generalized parameters," 2021 International Scientific and Technical Engine Conference (EC), Samara, Russian Federation, 2021, pp. 1-5, doi: 10.1109/EC52789.2021.10016877.
5. Петров П. В. Необходимость исследования нелинейных гидромеханических систем в обобщенных параметрах / П. В. Петров, Д. Д. Чернов // Справочник. Инженерный журнал с приложением. 2019. № 4(265). С. 28-33

6. *Машков М. А.* Обобщенные характеристики электрогидравлического следящего привода / М. А. Машков, А. В. Матросов, Р. А. Сунарчин // Неделя науки СПбПУ: Материалы научного форума с международным участием. Институт энергетики и транспортных систем, Санкт-Петербург, 30 ноября – 05 2015 года. – Санкт-Петербург: Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования "Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого", 2015. С. 91-93.

7. *Гимранов Э. Г.* Обобщенные динамические характеристики математических моделей гидроагрегатов / Э. Г. Гимранов, Р. А. Сунарчин, Л. М. Хасанова // Вестник ПГТУ. Аэрокосмическая техника. 2000. №5. С. 99-106.

УДК 519.711.3

К ВОПРОСУ РЕМОНТА ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Рогов Н. В., канд. экон. наук
Сычев С. В.

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. В работе приведен краткий обзор доли применения композиционного материала в авиастроении. Рассмотрены преимущества и недостатки композиционного материала, применяемого в авиастроении. В статье рассмотрена зависимость прочности клеевого соединения от шероховатости склеиваемых поверхностей и определена зависимость влияния температуры и продолжительности отверждения на прочность клеевого соединения.

Ключевые слова: воздушное судно, композиционный материал, ремонт, температура.

ON THE ISSUE OF REPAIR OF AIRCRAFT STRUCTURES ELEMENTS MADE OF COMPOSITE MATERIALS

Rogov N. V., Candidate of Economic Sciences
Sychev S. V.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after
Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. The paper provides a brief overview of the share of the use of composite material in the aircraft industry. The advantages and disadvantages of the composite material used in the aircraft industry are considered. The article considers the dependence of the strength of the adhesive joint on the roughness of the glued surfaces and determines the dependence of the influence of temperature and duration of curing on the strength of the adhesive joint.

Keywords: aircraft, composite material, repair, temperature.

Цель работы – повышение эффективности и качества клеевого соединения при ремонте элементов конструкций воздушного судна из композиционных материалов.

Задачи исследования:

1. Провести анализ применения композиционного материала в самолетостроении.

2. Исследовать технологические особенности поверхностного слоя при обработке композиционного материала.

3. Исследовать закономерности отверждения клеевого соединения композиционного материала.

4. Разработать специализированное оборудование и технологию ремонта элементов авиационных конструкций воздушного судна из композиционных материалов.

В 1882 году под городом Петербургом состоялись испытания самолета Александра Можайского, но только спустя более 20 лет интерес к авиации в России повысился. В 1908 году во многих городах России возникли Всероссийские аэроклубы, а в 1910 году авиационные школы: Севастопольская и Гатчинская. Благодаря открытию этих школ, в сентябре 1910 года в городе Петербурге была устроена первая авиационная неделя, при участии около 50 русских пилотов-авиаторов. В этом же году было открыто Московское общество воздухоплавания, его основателем был профессор Н.Е. Жуковский. После Октябрьской революции общество было переименовано в 1-ю Московскую авиационную школу. В период гражданской войны она стала самой крупной базой подготовки авиаторов.

Прогресс в создании новой и совершенствовании существующей авиационной техники связан с достижениями в области авиационного материаловедения и технологии производства изделий. Проблема увеличения долговечности деталей является одной из важнейших в авиастроении. Надежность авиационной техники закладывается в ее проектирование, однако, на поддержание надежности в процессе эксплуатации в ряде случаев влияет ремонт авиационной техники.

Процесс развития воздушного судна характеризуется созданием и внедрением новых материалов и технологий. Современные композиционные материалы нашли широкое применение в различных областях техники, не исключением стало и авиастроение. В современной литературе под определением композиционный материал понимается смесь, состоящая как минимум из двух или более материалов, при этом должны выполняться следующие условия [1]:

– композиция состоит из прочного (арматура) и пластичного (связующего) компонентов;

– свойства компонентов должны быть различны и не совпадать с композицией;

– один из компонентов должен быть по составу не ниже 5 % от композиции;

– созданная композиция не встречается в природе.

Использование этих материалов в авиационных конструкциях приводит к следующим свойствам[1-3]:

- снижение веса;
- высокая эрозионная и коррозионная стойкость;
- медленное и ограниченное распространение усталостных трещин;
- большая удельная прочность;
- уменьшенная чувствительность к концентраторам напряжений;
- уменьшение времени при создании сложных деталей;
- повышение прочности, надежности и долговечности;
- высокая стоимость;
- большой разброс механических характеристик композиционного материала;
- низкая остаточная прочность после удара и неоптимальные методики расчета на прочность после удара.

Совершенствование свойств композиционного материала является результатом технического прогресса. Современные композиционные материалы обладают широким спектром химических и физических свойств, и они с каждым годом совершенствуются. Анализ краткого исторического обзора показал, что за сравнительно короткое время в мировом авиастроении применение композиционного материала достигло большой популярности. Для этого были инвестированы громадные средства на проектирование, разработку и создание нового оборудования, а также для подготовки высококлассифицированных кадров. На рисунке 1 представлена доля применения композиционного материала в самолетостроении [4, 5].

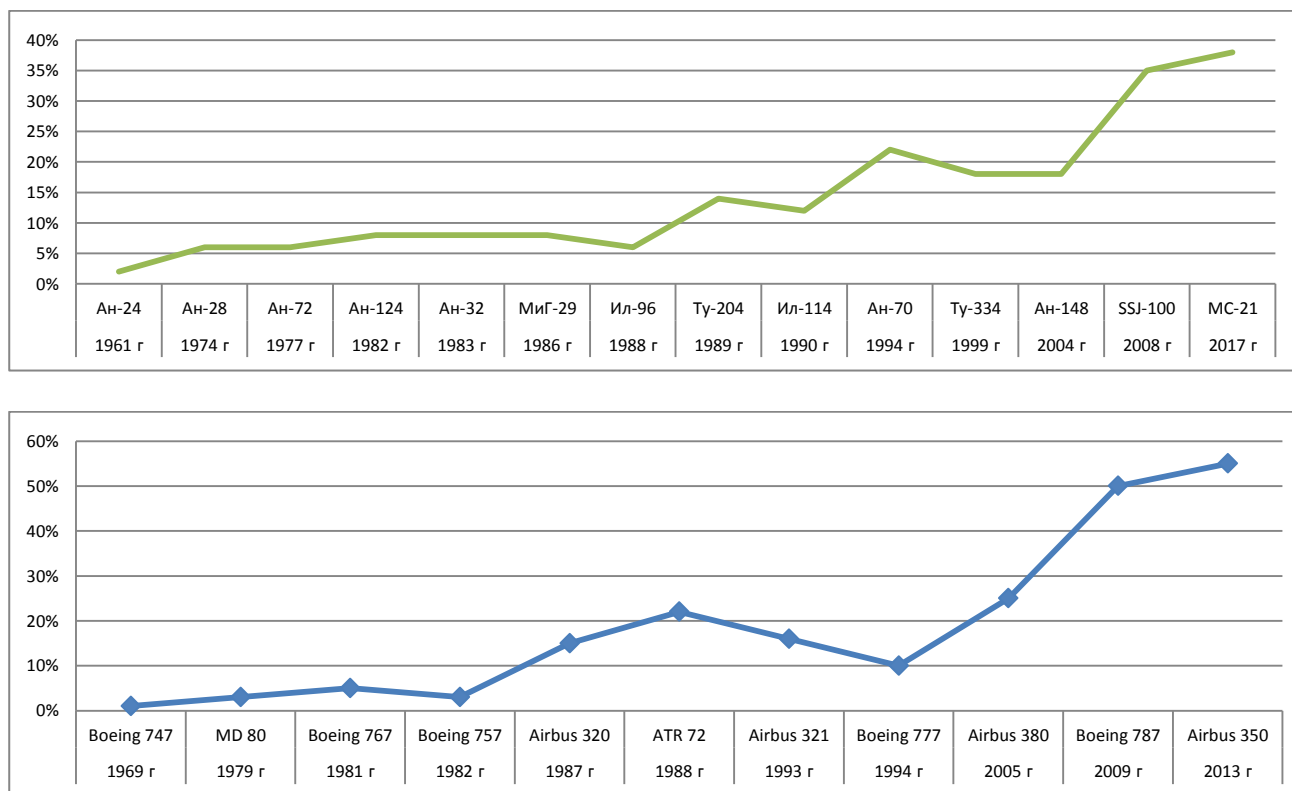


Рисунок 1 – Доля применения композиционного материала в самолетостроении

Внедрение композиционного материала (стекло- и углепластиков) в конструкцию самолетов началось в 1970-х гг., что заметно по процентному увеличению массы в основном малонагруженных деталей. При этом композиционный материал используется не только в самолетостроении, но и активно применяется в вертолетостроении (рисунок 2) [4, 5]. Это в очередной раз наглядно подтверждается тем, что с каждым созданным новым воздушным судном увеличивается применение нового или усовершенствованного композиционного материала.

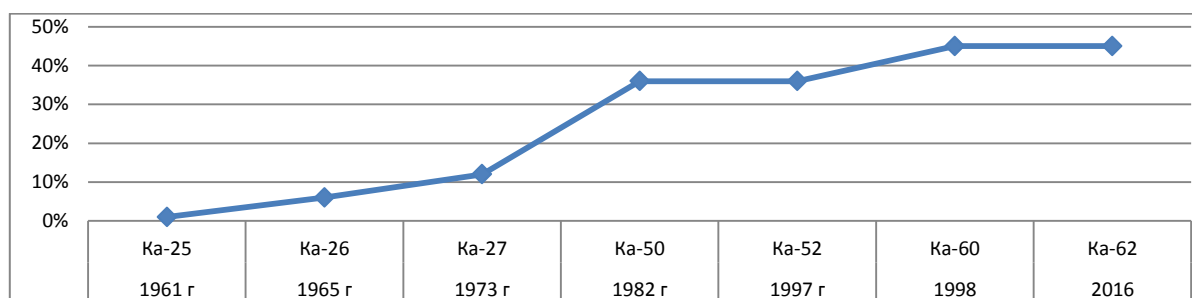


Рисунок 2 – Доля применения композиционного материала в вертолетостроении

Применение композиционного материала в авиационных конструкциях медленно и неуклонно увеличивается по мере развития технологий и совершенствования их свойств. Одним из преимуществ этого материала является уменьшение массы конструкции воздушного судна. При эксплуатации элементы конструкции воздушного судна получают ударные повреждения [6]. Обнаруженный дефект представляет угрозу для дальнейшей эксплуатации воздушного судна, поэтому необходимо устранить дефект, т.е. восстановить целостность поврежденного участка элемента конструкции из композиционного материала. Наиболее опасным видом повреждения элементов конструкций из композиционного материала является сквозной. Эти повреждения способствуют резкому снижению прочности, а также могут быть источниками расслоений и трещин в элементах конструкций воздушного судна из композиционного материала [7]. При выборе способов ремонта необходимо учитывать: условия эксплуатации, нагрузки, действующие на поврежденный участок, время, необходимое для ремонта, параметры и свойства поврежденного участка и т.д.

Основными способами ремонта элементов конструкции воздушного судна из композиционного материала с наиболее опасными повреждениями являются способы с использованием: клеев, металлических накладок, клеємеханических соединений, препрега, пенополиуретановых композиций и пенополиэфира [8]. В авиастроении применение клеевых соединений расширилось в связи с применением новейших клеев. Наиболее простым способом ремонта является постановка внешней накладки, более сложным – с использованием вставки из такого же материала, что и поврежденный участок. Когда применяют внешнюю накладку, то чаще всего используют простейший вид соединения внахлестку. Исследования показали, что для обеспечения высокой прочности при ремонте

внешней накладкой необходимо максимальное соединение с элементом конструкции, так как поверхность может быть не прямой, а также выдержать по всей ее толщине определенную температуру. При механической обработке композиционного материала широко используются абразивные фрезы. Зернистость фрез подбирается в зависимости от требуемой шероховатости поверхности. Были проведены исследования зависимости прочности клеевого соединения от шероховатости склеиваемых поверхностей. Толщина исследуемого композиционного материала (углепластик КМУ-4э-2М) равна 2 мм, обработка производилась фрезами с разной зернистостью. После обработки образцов произвели склеивание внахлест, а затем подвергли их испытанию на растяжение на электромеханической разрывной машине РЭМ. Измерение шероховатости производили по 10 точкам поверхности образцов. Результаты испытаний зависимости длины нахлеста от прочности приведены на рисунке 3.

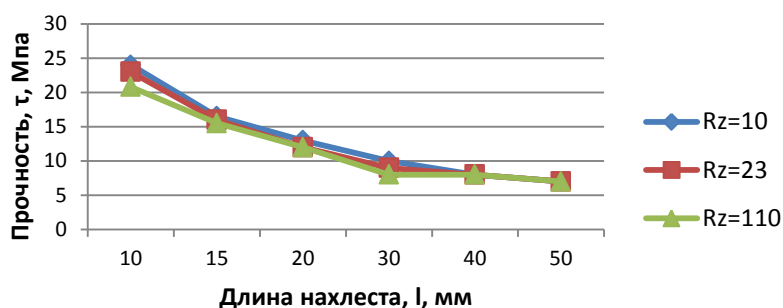


Рисунок 3 – Диаграмма зависимости длины нахлеста от прочности композиционного материала

Анализ результатов испытаний показывает, что в исследуемом диапазоне при обработке композиционного материала различная шероховатость (R_z) поверхности не оказывает влияния на прочность соединений внахлест.

Композиционный материал обладает низкой теплопроводностью. При ремонте с постановкой внешней накладки температура в клеевом слое отличается от температуры подвода тепла (температуры нагревателя). Время прогрева клеевого слоя зависит от толщины накладки. Для сокращения времени полимеризации клеев холодного отверждения применяют прогрев клеевого соединения. Способы подвода тепла для прогрева клеевого соединения представлены на рисунке 4.

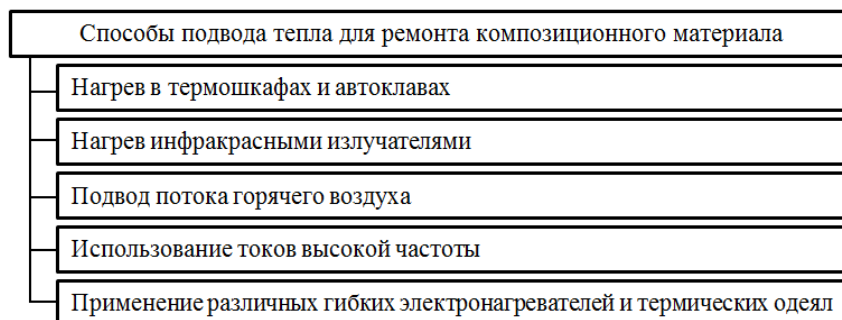


Рисунок 4 – Способы подвода тепла для ремонта композиционного материала

После анализа всех способов подвода тепла было выявлено, что самым простым является способ с применением термических одеял. Этот способ обеспечивает равномерную температуру нагрева по всей поверхности ремонтируемого участка, а также является менее затратным по сравнению с другими способами и может применяться при ремонте элементов конструкции воздушного судна из композиционного материала вне базового аэродрома. Исследование определения влияния температуры и продолжительности отверждения на прочность проведено при следующих допущениях:

1. Поверхности композиционного материала считаются плоскими.
2. Шероховатость не учитывается.
3. Температура поверхности композиционного материала равна температуре термического одеяла.
4. Исследование проводилось в закрытом помещении.
5. Поверхность композиционного материала охлаждается естественной конвекцией, без какого-либо дополнительного устройства и ветра.

Удельный тепловой поток определяется выражением:

$$q = q_{\Pi} = \frac{T_{\Pi} - T_{\text{В}}}{\frac{h}{\lambda_{\text{КМ}}} + \frac{1}{\alpha}},$$

где q_{Π} – удельная электрическая мощность нагревательного элемента; T_{Π} – температура нагревательного элемента; $T_{\text{В}}$ – температура отверждения клея; h – толщина композиционного материала; α – температура нагревательного элемента; $\lambda_{\text{КМ}}$ – коэффициент теплопроводности композиционного материала ремонтируемой поверхности.

Температура нагревательного элемента определяется:

$$T_{\Pi} = T_{\text{КЛ}} + q_{\Pi} \frac{\bar{h} h}{\lambda_{\text{Н}}},$$

где \bar{h} – отношение толщины накладки к толщине ремонтируемого композиционного материала; $T_{\text{КЛ}}$ – оптимальная температура отверждения клеевого слоя; $\lambda_{\text{Н}}$ – коэффициент теплопроводности накладки.

Температура оптимального отверждения клеевого слоя должна быть равной температуре внутренней поверхности ремонтируемой стенки под накладкой.

Анализ расчетов показал, что допустимый диапазон изменения температур отверждения большинства клеев составляет ± 5 °С. Время прогрева поверхности композиционного материала практически не зависит от температуры полимеризации клея и, что существенно, от температуры окружающего воздуха, а в основном определяется толщиной накладки. После соблюдения определенной выдержки температуры и происходит отверждение клеевого соединения, что при дальнейшей продолжительности выдержки не приводит к увеличению прочности. При малой выдержке и меньшей

температуре происходит недоотверждение клеевого соединения композиционного материала, что ведет к снижению прочности и жесткости. Для отверждения каждого вида клея необходима своя температура и продолжительность. Полученные данные позволили определить температуру нагревательного элемента (термического одеяла) оптимального времени, необходимого для отверждения клеевого соединения композиционного материала в виде накладки.

Таким образом, проведенные исследования позволяют сделать заключение, что качественное клеевое соединение элементов конструкции композиционного материала в виде накладки возможно при соблюдении определенной температуры и времени отверждения. Сочетание температуры и времени отверждения соответствует каждому виду клея. При этом увеличение времени выдержки не приводит к увеличению прочности клеевого соединения. Проведенные исследования позволяют построить алгоритм оптимального технологического процесса ремонта элементов конструкций воздушного судна из композиционного материала с помощью накладки.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Александров Д. В.* Перспективы применения композиционных материалов в авиастроении / Д. В. Александров, С. Б. Маликов // Идеи и новации. 2020. Т. 8, № 3-4. С. 160-163. – EDN OWOPEE.
2. *Колобков А. С.* Полимерные композиционные материалы для различных конструкций авиационной техники (обзор) / А. С. Колобков // Труды ВИАМ. 2020. № 6-7(89). С. 38-44. – DOI 10.18577/2307-6046-2020-0-67-38-44. EDN BCZDFY.
3. *Иванов Д. А.* Композиционные материалы в современной авиации, использование и контроль за их состоянием в эксплуатации / Д. А. Иванов, Т. В. Петрова, И. А. Давыдов // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. 2019. № 4(25). С. 108-121. – EDN EEZLNW.
4. *Фейгенбаум Ю. М.* Композиционные материалы и история их внедрения в авиационные конструкции / Ю. М. Фейгенбаум, С. В. Бутушин, Д. Г. Божевалов, Ю. С. Соколов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 7(318). С. 24-37. – EDN UAXHCR.
5. *Гуняев Г. М.* Полимерные композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов / Г. М. Гуняев, В. В. Кривонос, А. Ф. Румянцев, Г. Ф. Железина // Конверсия в машиностроении. 2004. № 4. С. 65-69. – EDN QZCVMN.
6. *Метелкин Е. С.* Оценка вероятности случайных ударных воздействий на конструкцию воздушных судов при эксплуатации / Е. С. Метелкин, Д. Г. Божевалов, Ю. С. Соколов, Ю. М. Фейгенбаум // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 8(319). С. 57-66. – EDN SKUKXW.
7. *Жихарев М. В.* Влияние предварительного нагружения на баллистические свойства стеклопластиковых панелей // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Машиностроение. 2017. Т. 17. № 4. С. 82-90. – DOI 10.14529/engin170408. EDN ZXNZNF.
8. *Семин М. И.* Расчеты соединений элементов конструкций из полимерных материалов на прочность и долговечность: монография / М. И. Семин. М.: МАДИ, 2016. 92 с. – EDN WPXBXF.

К ВОПРОСУ О ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ПРОЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Сажин А. Н., канд. техн. наук
Макаренко В. А.
Алисов А. Г.

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. В статье показана возможность применения искусственных нейронных сетей, способных прогнозировать напряженно-деформированное состояние авиационных конструкций, в том числе при наличии эксплуатационных повреждений. Произведены расчеты максимальных напряжений, возникающих в конструкции с наличием повреждений. Разработана и обучена искусственная нейронная сеть, выполняющая поставленную задачу. Представлены результаты моделирования на примере консольной балки.

Ключевые слова: напряженно-деформируемое состояние, авиационная конструкция, искусственная нейронная сеть, прогнозирование, консольная балка.

ON THE ISSUE OF THE POSSIBILITY OF ARTIFICIAL NEURAL NETWORKS USING TO SOLVE PROBLEMS OF AIRCRAFT STRUCTURES STRENGTHENED

Sazhin A. N., Candidate of Technical Sciences
Makarenko V. A.
Alisov A. G.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy named by Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. The article shows the possibility of using artificial neural networks capable of predicting the stress-strain state of aircraft structures, including in the presence of operational damage. Calculations of the maximum stresses arising in the structure with the presence of damage have been made. An artificial neural network has been developed and trained to perform the task. The results of modeling on the example of a cantilever beam are presented.

Keywords: stress-strain state, aviation construction, artificial neural network, forecasting, cantilever beam.

Прочностные свойства любого летательного аппарата (ЛА), находящегося в эксплуатации, зависят от конструктивно-силовых схем частей планера, используемых в конструкции материалов, технологии изготовления, принятых расчетных нагрузок, а также объема и содержания проведенных расчетов на прочность.

В общем случае нагружение ЛА и его частей в каждый момент времени определяется маневренными нагрузками, соответствующими особенностями режима полета [1]. Однако при одних и тех же нагрузках прочность конструкции ЛА может существенно меняться, например, при наличии эксплуатационных и боевых повреждений. Однако, для оценки степени соответствия авиационных конструкций требованиям эксплуатационной прочности на практике необходимо проводить большое количество статических и динамических испытаний. Для решения данной проблемы в настоящее время используют нейронные сети, основным достоинством которых является возможность оперировать с большим объемом данных за незначительное время.

Исходя из этого, целью работы является создание искусственной нейронной сети (ИНС) с возможностью прогнозирования напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции от действующих нагрузок.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи исследования:

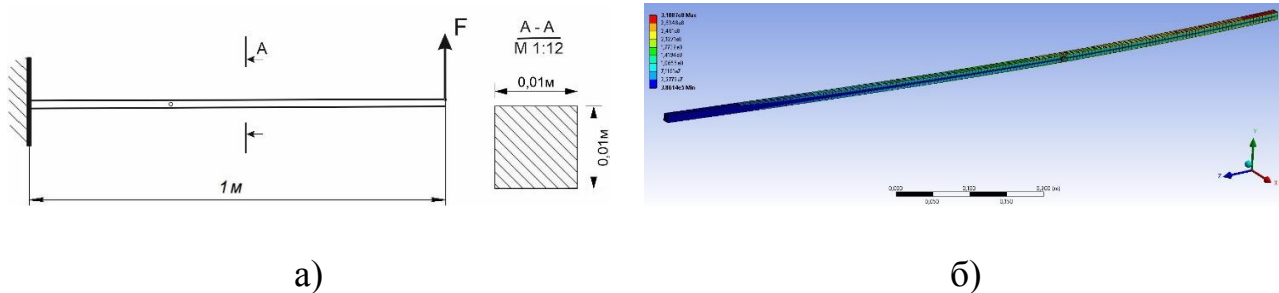
1. Создать упрощенную модель исследования для получения расчетных значений в качестве обучающей выборки перспективной ИНС.
2. Определить необходимую структуру ИНС.
3. Обучить полученную ИНС с последующей оценкой качества обучения.
4. Провести анализ работы ИНС и сравнить с результатами численного расчета упрощенной модели.

В качестве объекта исследования рассмотрена консольная балка [2], геометрические характеристики которой показаны на расчетной схеме рисунка 1 а. Принято, что балка выполнена из стали 09Х17Т с приложением сосредоточенной силы на свободном конце. Критерием разрушения балки является условие вида:

$$\sigma_i < \sigma_{нц} \quad (\sigma_{нц} = 250 \text{ МПа}),$$

где σ_i – действующие напряжения в балке, $\sigma_{нц}$ – предел пропорциональности материала.

Рассмотрена возможность прогнозирования НДС балки без концентратора и с концентратором напряжений в виде отверстий по длине балки.



(а – расчетная схема; б – модель в Ansys)

Рисунок 1 – Модель консольной балки

Получение обучающих выборок для ИНС по оценке НДС балки базируется на расчетных результатах, полученных с помощью программного комплекса конечно-элементного анализа Ansys, где задача решалась в нелинейной постановке (рисунок 1 б). Некоторые результаты по формированию обучающих выборок, представленных в виде сопоставления величины силы, приложенной на свободном конце, действующим в сечениях нормальным напряжениям сведены в таблицу 1.

Таблица 1 – Обучающая выборка (концентратор напряжений на удалении 0,35 м от заделки)

P , Н	σ_{ans} , МПа	P , Н	σ_{ans} , МПа
5	40,23	30	207,84
10	73,75	35	241,36
15	107,27	40	261,48
20	140,79	45	299,58
25	174,31	50	325,25

Также получены обучающие выборки для ряда других граничных условий, в частности при различном положении концентратора напряжений вдоль балки и его площади.

Структурная схема разработанной в работе ИНС показана на рисунке 2.

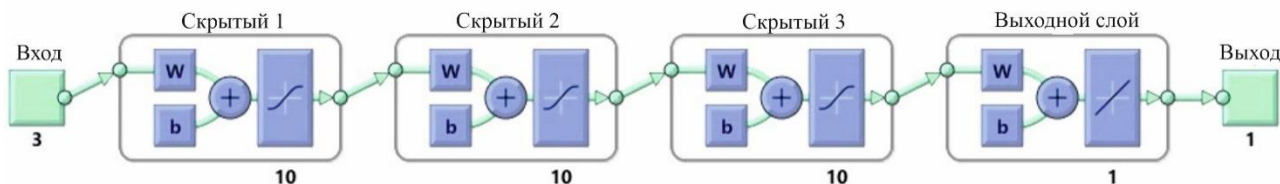


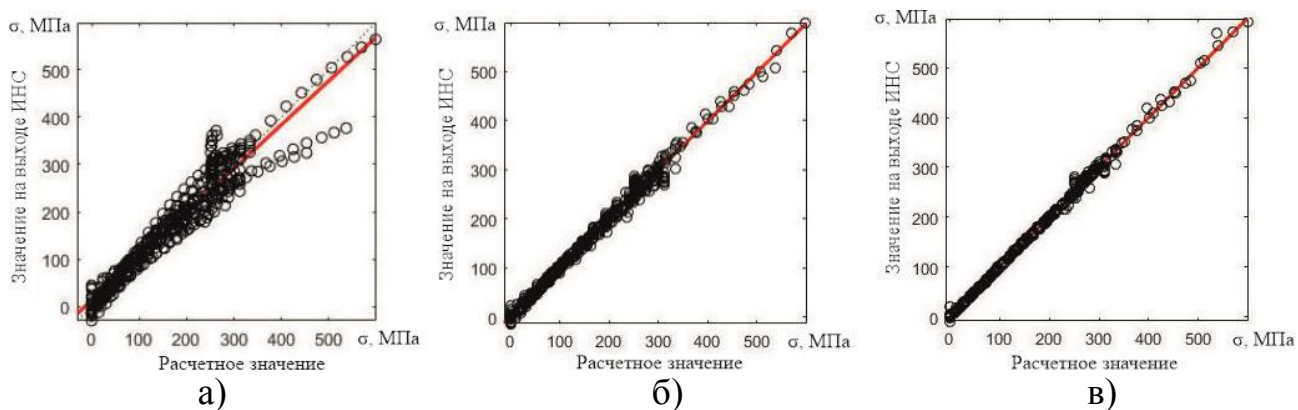
Рисунок 2 – Структурная схема ИНС

Входной слой сети включает три независимых параметра: величина нагрузки, диаметр отверстия (концентратора напряжений), расположение отверстия по длине балки. Выходной слой состоит из одной зависимой переменной – значения максимального возникающего напряжения. Количество циклов обучения принято равным 1000. Разработанная конфигурация нейронной сети имеет три скрытых слоя, содержащих по десять нейронов в каждом из них.

Обучение нейронной сети проводилось в среде Neural Network Toolbox пакета MATLAB. В качестве функции обучения взят алгоритм Байеса (Байесовская регуляризация), который предотвращает переобучение сети и обычно требует больше времени, однако приводит к рациональному результату для сложных или небольших наборов данных [3].

Результат обучения ИНС показан на рисунке 3, где каждой паре расчетного и прогнозируемого ИНС значения напряжения соответствует одна точка с координатой по оси абсцисс, равной расчетному, а по оси ординат –

прогнозируемому. При высоком качестве обучения ИНС выходные значения напряжений ИНС и расчетные из тестового набора должны совпадать, а соответствующие им точки располагаться вдоль прямой, выходящей из начала координат под углом 45° [4-5].



(а – после 100 итераций; б – после 400 итераций; в – после 800 итераций)

Рисунок 3 – Результат обучения ИНС

Оценка качества обучения ИНС произведена путем построения зависимости изменения ошибки обучения от количества итераций (рисунок 4). Критерием ее оценки выступает среднеквадратическая ошибка ε , определяемая выражением

$$\varepsilon = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (Y_i - Y)^2 \rightarrow \min ,$$

где n – количество пар набора данных (расчетного значения и выходного значения ИНС); Y_i – выходное значение ИНС; Y – расчетное значение напряжения.

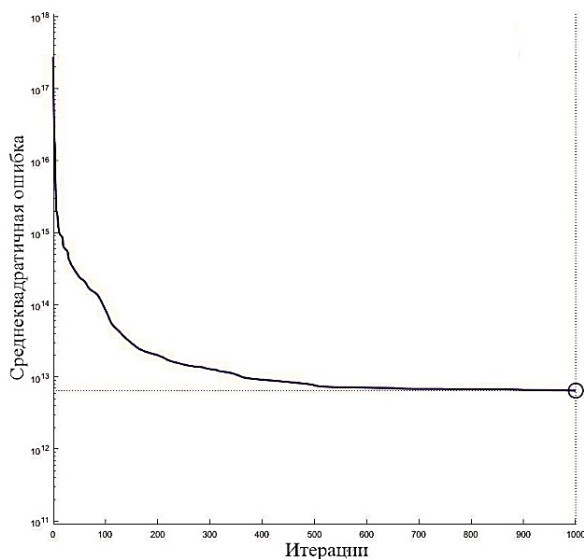


Рисунок 4 – Процесс обучения нейронной сети

На рисунках 5 и 6 показаны результаты работы разработанной ИНС по прогнозированию НДС консольной балки. Проверка работы ИНС производилась путем произвольной подачи данных на ее входной слой, отличных от данных обучающих выборок в различных условиях.

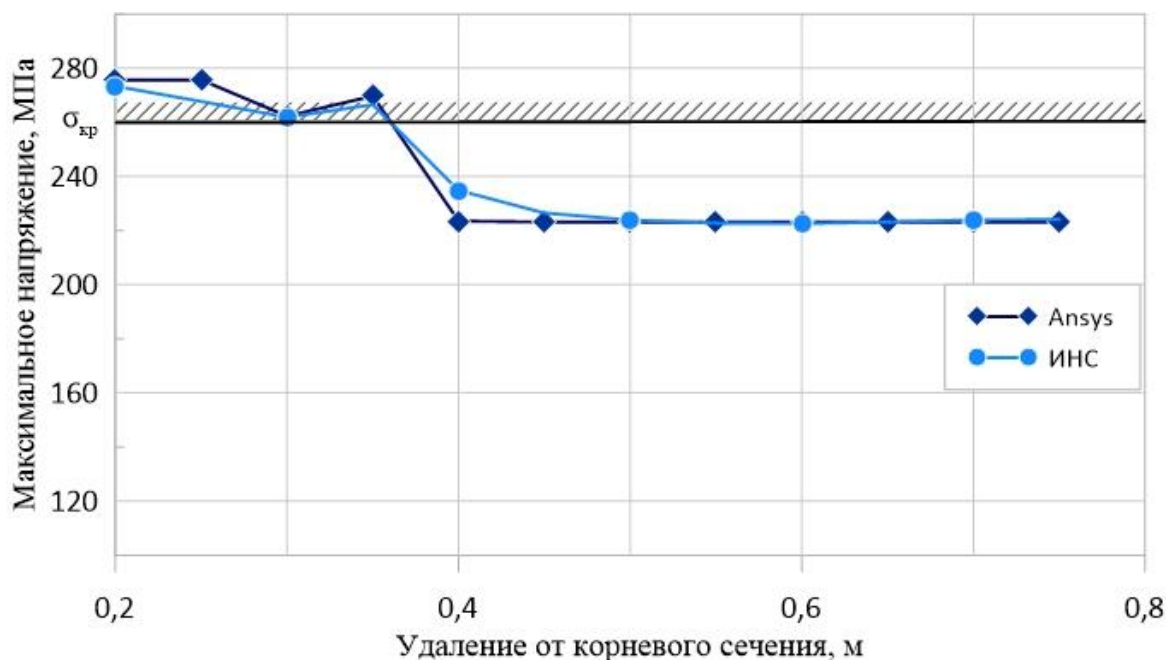
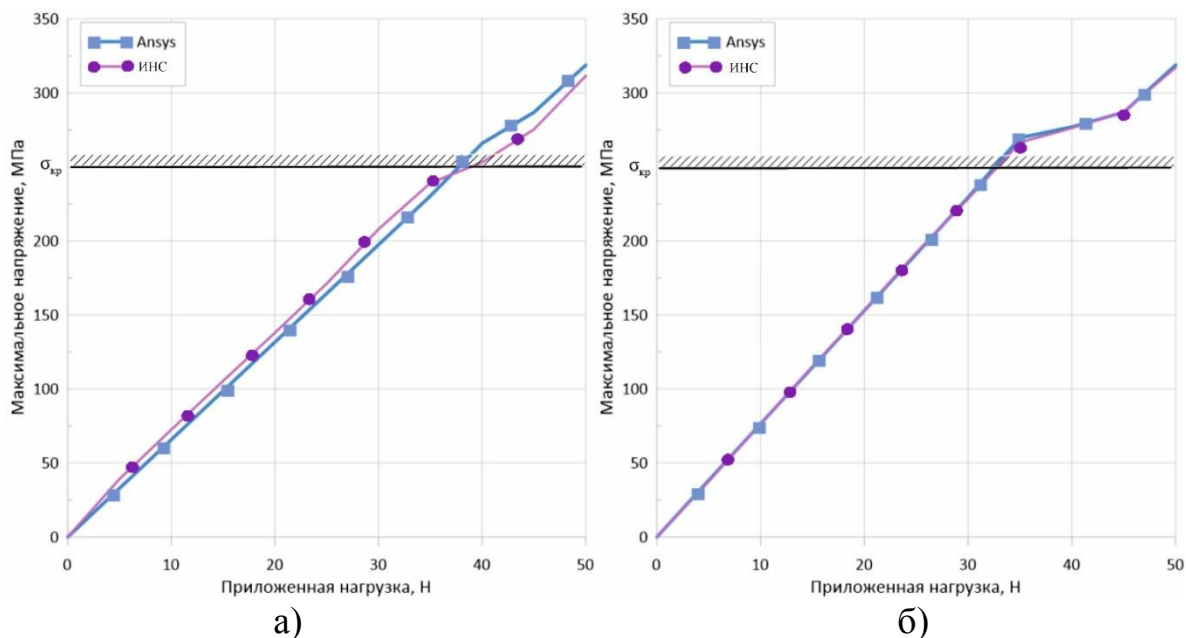


Рисунок 5 – Характер НДС в зависимости от расположения концентратора напряжений (величина нагружения 35 Н, диаметр отверстия 7,5 мм)



(а – линейный размер концентратора напряжений 7,2 мм; б – линейный размер концентратора напряжений 7,5 мм; удаление от заделки 0,35 м)

Рисунок 6 – Характер НДС в зависимости от приложенной нагрузки

Анализ зависимостей, построенных на основании работы ИНС, показывает удовлетворительную сходимость с результатами численного эксперимента по определению НДС в сечениях консольной балки, не превышающей 5 % в условиях наличия концентраторов напряжений (таблица 2).

Таблица 2 – Сравнительный анализ результатов (концентратор напряжения диаметром 7,2 мм с удалением его от заделки на 0,35 м)

P, Н	$\sigma_{аналитический}$, МПа		$\sigma_{НС}$, МПа		δ , %	
	без повр.	с повр.	без повр.	с повр.	без повр.	с повр.
10	63,70	65,83	63,37	68,81	0,52	4,52
15	95,56	98,74	96,31	101,30	0,31	2,59
20	127,41	131,65	127,21	137,99	0,16	4,59
25	159,26	164,56	159,38	171,24	0,08	3,90
30	191,11	197,48	191,19	207,98	0,04	5,05
35	222,96	230,39	222,70	239,12	0,12	3,65
40	254,82	265,93	254,44	253,14	0,15	5,05
45	286,67	286,92	286,86	275,36	0,07	4,20
50	318,52	318,80	317,69	311,52	0,26	2,34

Исходя из полученных результатов, можно говорить о том, что цель работы достигнута, применение представленной ИНС возможно для оценки соответствия конструкции требованиям эксплуатационной прочности в динамике изменения внешнего нагружения. На конструктивно-силовые схемы реального ЛА влияет значительное количество внешних факторов, требующих большего объема входных данных для применения ИНС.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Никитин И. С.* Усталостное разрушение и оценка долговечности элементов авиационных конструкций при комбинированном циклическом нагружении / И. С. Никитин, А. Д. Никитин, Б. А. Стратула // Материалы XIV Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (АММАГ'2022) : Материалы конференции, Алушта, 04–13 сентября 2022 года. Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2022. С. 215-217. – EDN VLPIKF.
2. *Лапко О. А.* Статический расчет консольной балки, выполненный в SOLIDWORKS / О. А. Лапко, У. В. Ключко // Современные проблемы машиноведения : Сборник научных трудов. В 2 частях / Под общей редакцией А. А. Бойко. Том Часть 2. – Гомель : Гомельский государственный технический университет имени П. О. Сухого, 2023. С. 243-246. – EDN FMC0UM.

3. Румянцев Ю. В. Разработка в MATLAB-Simulink искусственной нейронной сети для восстановления искаженной формы вторичного тока. Часть 2 / Ю. В. Румянцев, Ф.А. Романюк // Энергетика. Известия высших учебных заведений и энергетических объединений СНГ. 2022. Т. 65, № 1. С. 5-21. – DOI 10.21122/1029-7448-2022-65-1-5-21. – EDN IIGUSX.

4. Клячкин В. Н. Разработка нейронной сети для оценки исправности гидроагрегата по результатам вибромониторинга / В. Н. Клячкин, А. А. Санталов // Программные продукты и системы. 2020. № 4. С. 629-634. – DOI 10.15827/0236-235X.132.629-634. – EDN GHYQRO.

5. Баутин А. А. Мониторинг состояния конструкции с помощью анализа кинетики местного напряженно-деформированного состояния / А. А. Баутин, Ю. А. Свирский, А. В. Панков // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2019. Т. 85. № 2. С. 42 – 47. DOI: 10.26896/1028-6861-2019-85-2-42-47.

УДК 629.036

ПРОЕКТ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Сафарбаков А. М., канд. техн. наук
Саранина Е. В.

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. В статье рассмотрены схемы перспективных гибридных силовых установок. Предложен проект гибридной силовой установки, в состав которой входит импульсная камера сгорания с газовой турбиной, генератор, аккумуляторная батарея и электромотор с воздушным винтом. Предполагается, что гибридные силовые установки могут иметь очень низкий расход топлива. Соответственно снизится эмиссия вредных веществ в выхлопных газах, снизится уровень шума при работе силовой установки.

Ключевые слова: гибридная силовая установка, электромотор, генератор, аккумуляторная батарея, импульсная камера сгорания.

PROJECT OF A HYBRID PROPULSION SYSTEM FOR UNMANNED AERIAL VEHICLE

Safarbakov A. M., Candidate of Technical Sciences
Saranina E. V.

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. In the article schemes of perspective hybrid propulsion systems are considered. The design of a hybrid propulsion system including a pulse combustion chamber with a gas turbine, a generator, a battery and an electric motor with an air propeller is proposed. It is assumed that hybrid propulsion systems can have very low fuel consumption. Accordingly, the emission of harmful substances in exhaust gases will be reduced, and the noise level during the operation of the propulsion system will be lowered.

Keywords: hybrid propulsion system, electric motor, generator, accumulator battery, pulse combustion chamber.

Проектирование и создание современных авиационных двигателей подразумевает создание конструкций, имеющих низкий удельный расход топлива, позволяющих снизить эмиссию вредных веществ в выхлопных газах, а также позволяющих снизить уровень шума при работе силовых установок.

Достижение сниженных эксплуатационных показателей может быть достигнуто за счет:

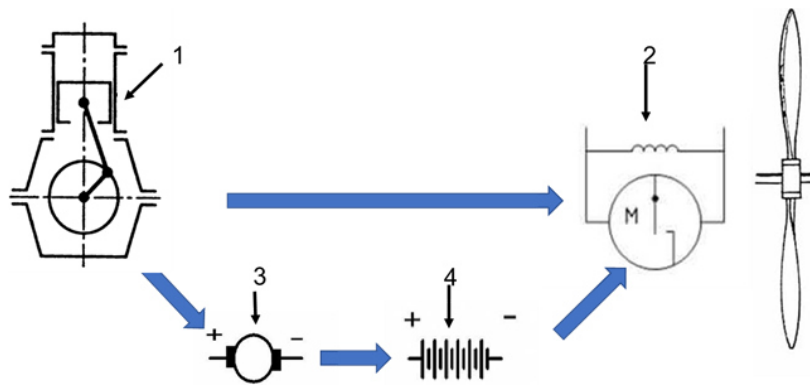
- совершенствования рабочего процесса силовых установок (повышение параметров используемого термодинамического цикла, повышения температуры газа за турбиной);
- применения других термодинамических рабочих циклов;
- увеличения степени повышения полного давления в осевом компрессоре и вентиляторе;
- увеличения степени двухконтурности газотурбинных двигателей.

Реализация перечисленных направлений возможна при применении высокопрочных и жаропрочных материалов, изменении технологии производства элементов вентилятора и компрессора.

Одним из перспективных направлений развития современных авиационных двигателей может стать переход к новым схемам силовых установок и, в частности, гибридным силовым установкам (ГСУ). В таких силовых установках наряду с двигателем внутреннего сгорания (ДВС) или газотурбинным двигателем используется электрическая энергия для привода компрессора, вентилятора или воздушного винта.

Конструктивно ГСУ может включать в себя газотурбинный двигатель или двигатель внутреннего сгорания с генератором, для выработки электроэнергии, аккумуляторную батарею, электромотор, который может приводить в действие вентилятор или компрессор, воздушный винт для создания тяги.

На рисунке 1 представлен типовой состав ГСУ для беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Такая ГСУ включает в себя двигатель внутреннего сгорания 1, электродвигатель 2, генератор постоянного тока 3, блок аккумуляторных батарей, воздушный винт. Работает такая ГСУ следующим образом. Крутящий момент с вала ДВС может напрямую через ротор электродвигателя передаваться на воздушный винт. Одновременно крутящий момент передается и на генератор постоянного тока. Выработанный в генераторе ток заряжает аккумуляторную батарею. В случае останова ДВС, аккумуляторная батарея питает электродвигатель, который вращает воздушный винт. Воздушный винт может приводиться во вращение как напрямую от ДВС, так и только от электромотора.



1 – двигатель внутреннего сгорания; 2 – электродвигатель; 3 – генератор постоянного тока; 4 – блок аккумуляторных батарей

Рисунок 1 – Состав гибридной силовой установки для беспилотного летательного аппарата

В свою очередь питание от аккумуляторов позволяет эффективно поддерживать требуемый режим работы электромотора и, в случае необходимости, быстро его изменять.

В зависимости от состава и принципов управления, ГСУ может включать в себя аккумулятор и газотурбинный двигатель.

В настоящее время зарубежные и отечественные конструкторские бюро разрабатывают направления создания летательных аппаратов с ГСУ в составе с газотурбинным двигателем. Такие силовые установки могут быть:

- полностью электрические;
- гибридные (параллельный гибрид, серийный гибрид, параллельный частичный гибрид);
- турбоэлектрические (полностью турбоэлектрический, частично турбоэлектрический).

В параллельной гибридной системе (рис. 2) электромотор питается от аккумуляторных батарей и приводит во вращение компрессор низкого давления ГТД или вентилятор. В данной схеме и электромотор и ГТД обеспечивают работу ГСУ, работая как одновременно, так и по отдельности. Аккумуляторные батареи являются единственным источником питания всей силовой установки. В свою очередь газотурбинный двигатель, кроме обеспечения реактивной тяги, обеспечивает и подзарядку аккумуляторных батарей.

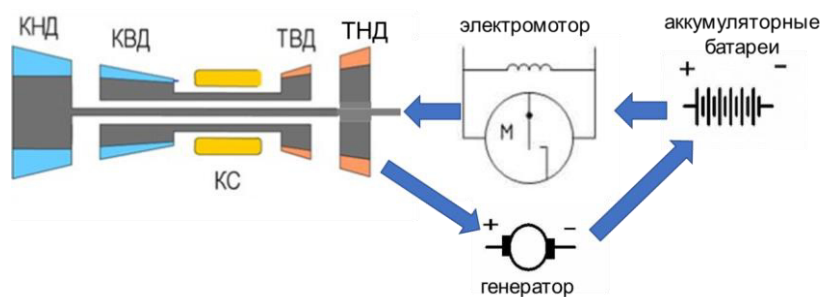


Рисунок 2 – Параллельная гибридная система

В отличие от параллельной гибридной системы в последовательной системе (рис. 3) крутящий момент на компрессор передается только от электромотора. Газовая турбина ГТД используется для привода электрического генератора, который заряжает аккумуляторы.

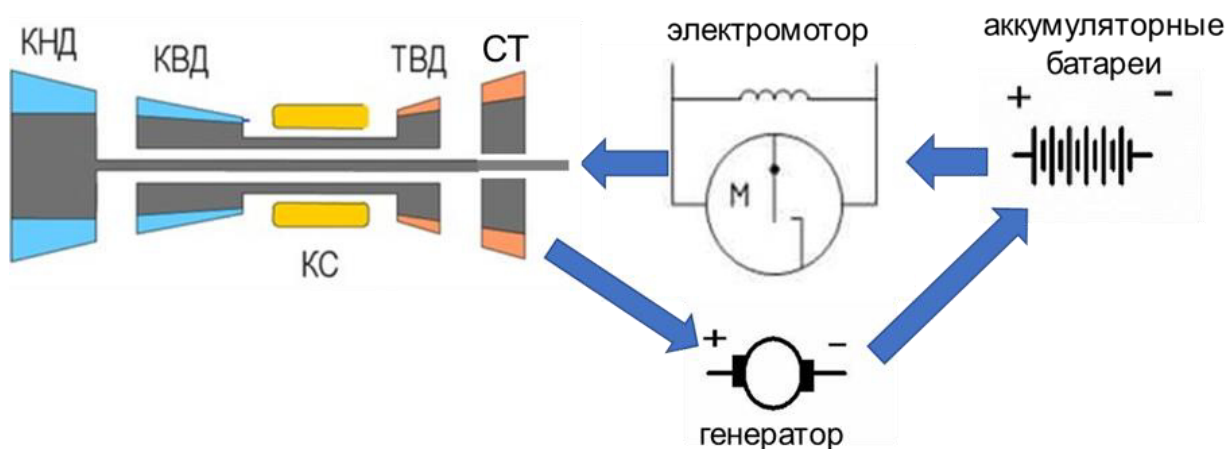


Рисунок 3 – Последовательная гибридная система

Комбинацией последовательной и параллельной гибридной системы является последовательно-параллельная гибридная система (рис. 4), в которой компрессор приводится во вращение или газовой турбиной, или только электромотором. Электромоторы могут питаться от аккумуляторной батареи или от турбогенератора.

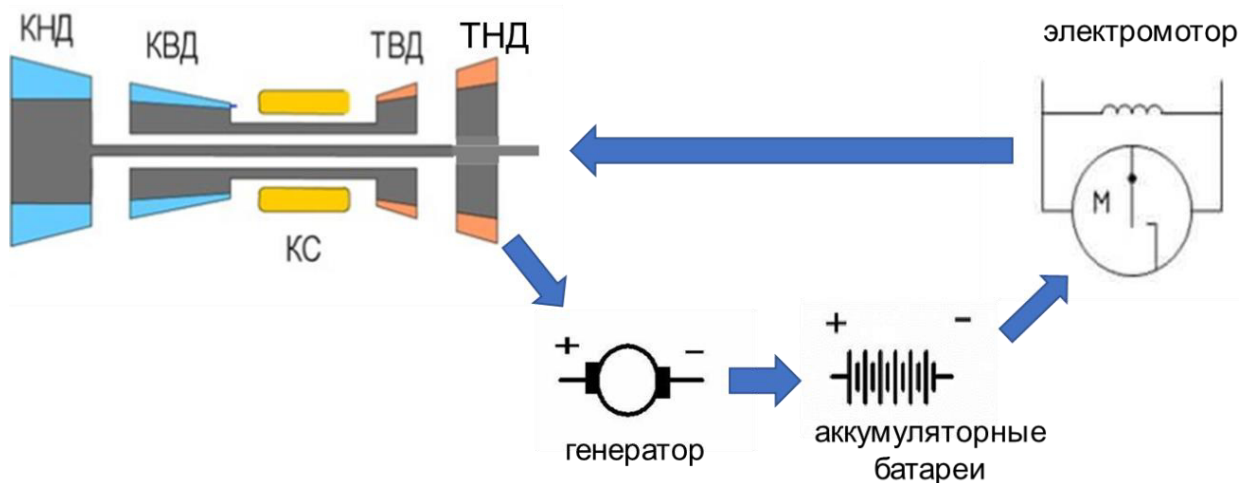


Рисунок 4 – Последовательно-параллельная гибридная система

Одним из проектов гибридной силовой установки, предложенной авторским коллективом, является проект ГСУ для беспилотного летательного аппарата. Такая ГСУ включает в себя импульсную камеру сгорания с активной турбиной, генератор, аккумуляторные батареи и электромотор, крутящий воздушный винт (рис. 5).

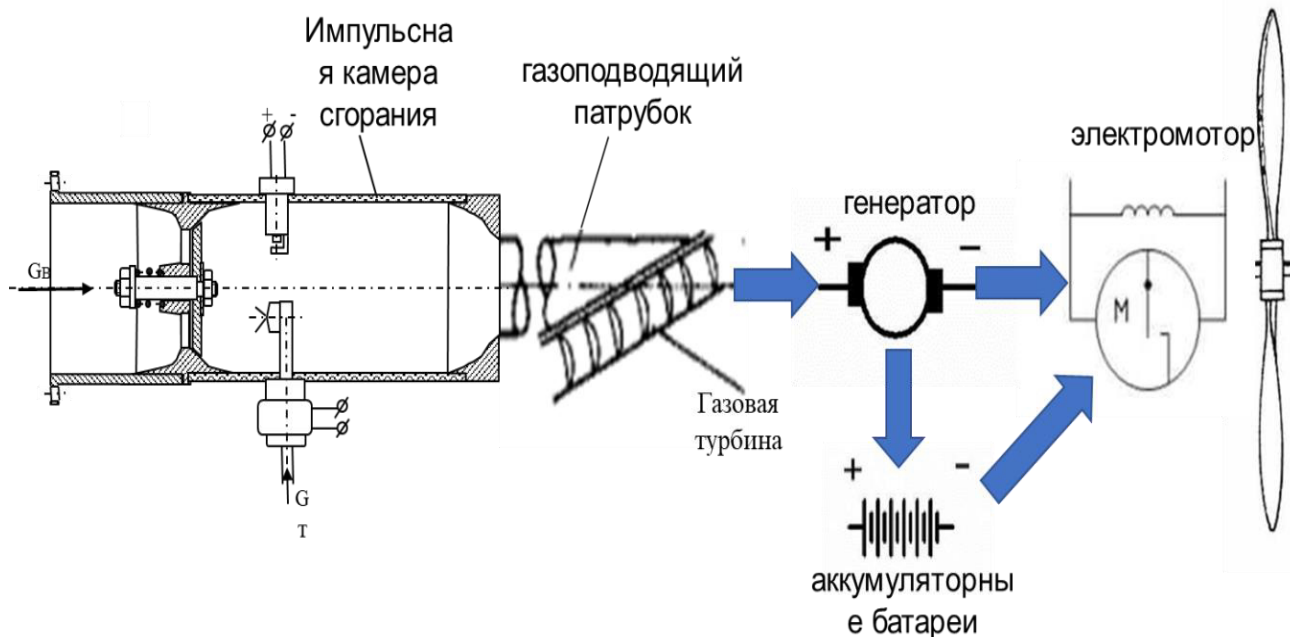


Рисунок 5 – Проект гибридной силовой установки с импульсной камерой сгорания

В такой силовой установке энергия продуктов горения в импульсной камере сгорания [1; 2; 3] раскручивает газовую турбину. Крутящий момент с газовой турбины передается на генератор и электромотор с воздушным винтом. Энергия, вырабатываемая генератором, идет на подзарядку аккумулятора. В случае останова импульсной камеры сгорания, энергия для вращения электромотора идет от аккумуляторных батарей. При разрядке аккумуляторных батарей в работу вступает импульсная камера сгорания с газовой турбиной, вращающей воздушный винт, и аккумулятор заряжается.

Выводы

Гибридным силовым установкам присущи как преимущества, так и недостатки.

Преимуществами является:

- в предлагаемой схеме ГСУ аккумулятор не нуждается в жесткой механической связи. Поэтому его можно разместить в любом доступном отсеке воздушного судна, что упрощает компоновку планера и крыла;
- в режиме работы без импульсной камеры сгорания расход топлива становится нулевым. Значит предложенный проект ГСУ должен иметь высокую экономичность;
- резко снижается эмиссия вредных веществ в атмосферу.

Недостатками являются:

- увеличенный суммарный объем и масса всей ГСУ;
- повышенная стоимость и сложность конструкции.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Импульсная камера сгорания газотурбинного двигателя / А. И. Исаев, А. М. Сафарбаков, Д. В. Богданович, Ю. И. Майрович // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2011. № 3(31). С. 130-135. – EDN ONNRRP.
2. Исследование процесса образования топливовоздушной смеси в импульсной камере сгорания и термодинамический расчет импульсного горения / А. И. Исаев, Ю. И. Майрович, А. М. Сафарбаков, С. А. Ходацкий // Труды МАИ. 2016. № 91. С. 8. – EDN UWJZUK.
3. *Isaev A. I. On choice of a swirler for the impulse combustion chamber / A. I. Isaev, A. M. Safarbakov, Y. I. Mairovich // Russian Aeronautics. 2013. Vol. 56, No. 4. P. 407-413. – DOI 10.3103/S1068799813040144. – EDN SLNVUV.*

УДК 629.7.017.1

СПОСОБ РЕАЛИЗАЦИИ СИСТЕМЫ ПОМОЩИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ КОМАНДИРОМ ЭКИПАЖА В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Фимушин А. С.
Алиев З. А.
Зайцев Н. И.

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. Как показывает опыт эксплуатации воздушных судов различного назначения, обеспечение своевременного экстренного покидания летательного аппарата является важной задачей. Современные катапультные кресла, которыми оснащены большинство боевых самолетов, а также некоторые типы ударных вертолетов, позволяют покинуть воздушное судно практически во всех эксплуатационных режимах, даже при нулевой скорости на земле. Однако наличие средств спасения на самолете не всегда помогает членам экипажа сохранить свою жизнь, так как сам человек приводит в действие систему аварийного покидания самолета. Повышенное нервно-психическое состояние, отсутствие необходимого опыта при действиях в экстренных ситуациях, неправильная оценка обстановки аварийной ситуации, а также слабое информационное обеспечение являются сопутствующими факторами, приводящими к гибели летного состава. В связи с этим возникает необходимость в повышении информационного обеспечения экипажа воздушного судна для принятия им своевременного и правильного решения в аварийной ситуации.

В данной статье рассматривается способ реализации системы помощи принятия решения командиром экипажа в аварийных ситуациях, принцип работы которой основан на теории о нечетких множествах. Также в статье представлен вариант компоновки данной системы для размещения на борту летательного аппарата.

Ключевые слова: система помощи, аварийное покидание, принятие решения, нечеткая логика.

THE METHOD OF IMPLEMENTING THE DECISION-MAKING ASSISTANCE SYSTEM BY THE CREW COMMANDER IN EMERGENCY SITUATIONS

Fimushin A. S.
Aliev Z. A.
Zaitsev N. I.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. As the experience of operating aircraft for various purposes shows, ensuring timely emergency departure of an aircraft is an important task. Modern ejection seats, which are equipped with most combat aircraft, as well as some types of attack helicopters, allow you to leave the aircraft in almost all operating modes and at zero speed on the ground. However, the availability of means of rescue on the plane does not always help the crew members to save their lives, since the person himself activates the emergency escape system of the aircraft. Increased neuropsychiatric state, lack of necessary experience in emergency situations, incorrect assessment of the emergency situation as well as poor information support are concomitant factors leading to the death of flight personnel. In this regard, there is a need to increase the information support of the aircraft crew in order for them to make timely and correct decisions in an emergency situation.

This article discusses a way to implement a decision-making assistance system by the crew commander in emergency situations, the principle of operation of which is based on the theory of fuzzy sets. The article also presents a variant of the layout of this system for placement on board an aircraft.

Keywords: assistance system, emergency abandonment, decision-making, fuzzy logic.

В современных условиях ведения боевых действий решающую роль в достижении целей вооруженного противостояния играет авиация. Господство в воздухе дает возможность осуществлять поддержку как наступающих, так и обороняющихся войск, а также поражать стратегически важные объекты противника. Как правило, ключевые задачи по завоеванию господства в воздухе решает оперативно-тактическая авиация, на вооружении которой имеются истребители-перехватчики, штурмовики, бомбардировщики, разведчики, представленные такими самолетами как Су-27, Су-24, Су-30, МиГ-31, Су-35, Су-34, Су-25, Су-57. В ходе выполнения как боевых задач, так и задач повседневной деятельности экипаж подвергает большому риску свою жизнь. С целью сохранения жизни экипажа в современных воздушных судах

(далее – ВС) имеется комплекс средств аварийного покидания самолета, состоящий, как правило, из катапультного кресла, системы разблокировки стреляющего механизма кресла и системы аварийного сброса откидной части фонаря.

При непосредственной опасности для жизни экипажа может возникнуть необходимость в аварийном покидании летательного аппарата. Сигналом для покидания самолета обычно являются соответствующие команды командира

экипажа. Только в случае явных опасностей для жизни, требующих немедленного решения, члены экипажа могут действовать самостоятельно [1].

Забываясь о спасении жизни всех членов экипажа, как правило, последним покидает летательный аппарат командир. Порядок действий при покидании определяется обстановкой, типом летательного аппарата и имеющимися спасательными средствами. Все действия по аварийному покиданию летательных аппаратов отрабатываются на специальных наземных тренажерах и доводятся до автоматизма.

Рассматривая историю создания и развития средств аварийного покидания ВС, можно отметить, что примерно до середины XX века летчики покидали воздушное судно самостоятельно, прыгая либо с консоли крыла, либо сразу из кабины. Увеличение высоты и скорости полета, повышение маневренности и воспринимаемой нагрузки конструктивными элементами самолета способствовали стремительному развитию средств спасения экипажа. Летный состав уже не мог самостоятельно покинуть самолет и для этого было положено начало разработки автоматических средств покидания ВС. Катапультные кресла первого поколения обеспечивали только лишь покидание кабины самолета. После отдаления от самолета летчик должен был самостоятельно отстегнуться от кресла и привести в действие парашют. В 50-х годах появились катапультные кресла второго поколения, имеющие частичное автоматическое управление. Автоматика обеспечивала выбрасывание кресла и выпуск парашюта, а также обеспечивала задержку по времени и блокировку по высоте.

Все современные военные самолеты оборудуются средствами спасения экипажа, предусматривающими только ручное катапультирование по команде летчика. Справедливо считалось, что только летчик способен оценить ситуацию в полете и принять ответственное решение катапультироваться [1].

В настоящее время современные катапультные кресла разрабатываются в направлении обеспечения жизнеспособности экипажа самолета при катапультировании на любых высотах и скоростях полета ВС, в том числе и при отрицательных перегрузках, а также и при катапультировании с земли. Кроме самолетов, катапультные кресла устанавливались на космических кораблях «Восток». Их эксплуатация предусматривалась в аварийных ситуациях и для приземления в нормативных условиях, когда полет завершился [1]. Также была необходимость в установке катапультных кресел на самолеты вертикального взлета и посадки (далее – СВВП). Короткий этап полета СВВП от момента взлета и до конца переходного режима представляет большую угрозу безопасности летчика. В случае отказа двигателя или струйного управления единственным способом спасти летчика в этих ситуациях является автоматическое катапультирование [2].

На СВВП Як-38(У, М) система автоматического катапультирования включала в себя катапультное кресло К-36ВМ, электрическую систему автоматического катапультирования СК-ЭМ. Автоматическое катапультирование на вертикальных и переходных режимах обеспечивала

система СК-ЭМ. В случае достижения критических значений параметров полета, а также при сочетании по знаку определенных величин углов и угловых скоростей крена, пикирования и кабрирования самолета СК-ЭМ выдавала сигнал на автоматическое катапультирование [2].

В настоящее время на современных ВС комплекс средств аварийного покидания самолета не имеет возможности автоматического срабатывания. В действие он приводится только по решению летчика методом вытягивания рукояток катапультирования, установленных на катапультном кресле.

Рассматривая анализ авиационных происшествий (далее – АП) в государственной авиации за прошедшие двадцать лет, представленный на рисунке 1, в период с 2001 по 2020 год произошло 275 АП (124 катастрофы и 151 авария), погибли 447 человек (268 членов экипажей и 179 пассажиров). В АП утрачено 274 ВС, из них 179 самолетов, 94 вертолета и 1 планер.

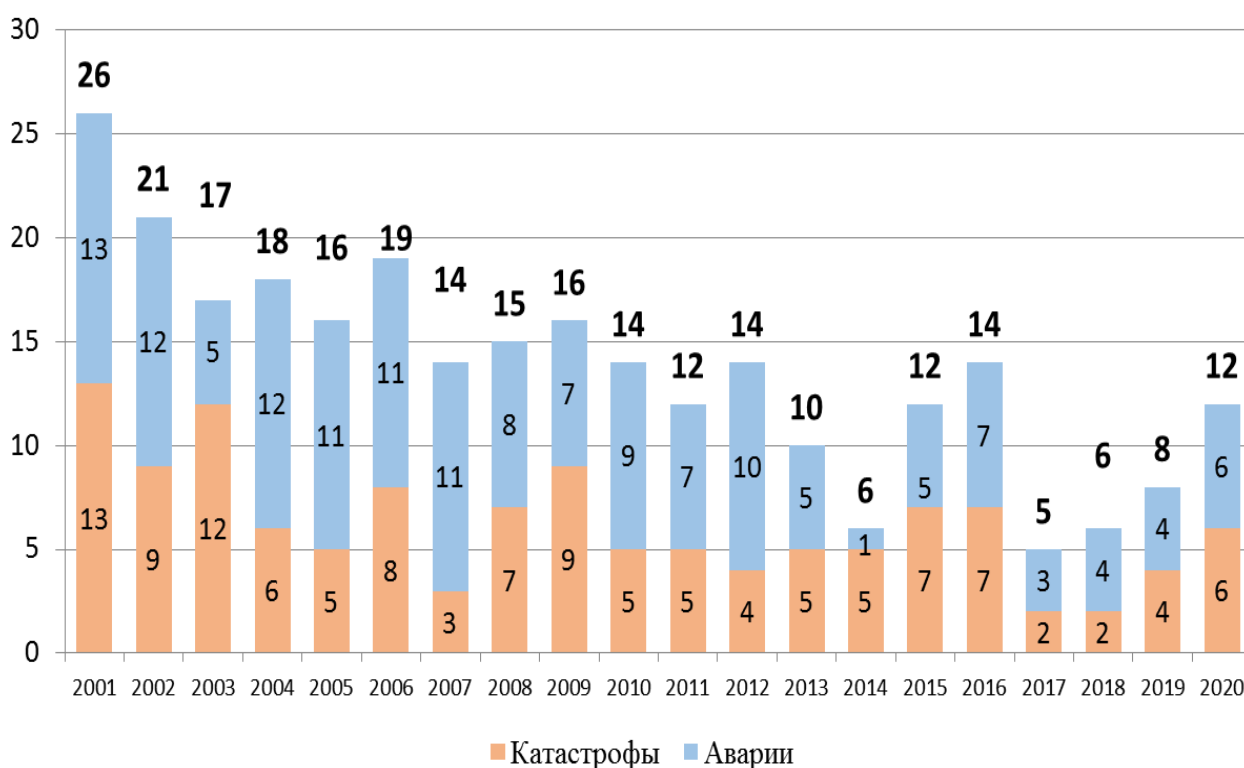


Рисунок 1 – Динамика изменения аварийности в государственной авиации за 20 лет

Такое количество погибшего летного состава из числа членов экипажа обусловлено различными причинами и факторами, к которым можно отнести в частности:

- слабый уровень подготовки летного состава по порядку аварийного покидания ВС;
- несвоевременное принятие решения командирами экипажей об аварийном покидании ВС ввиду повышенного нервно-психического состояния;

– неправильная оценка обстановки, связанная с желанием сохранить ВС или отвести неисправный самолет от жилых построек с целью сохранения жизни гражданского населения;

– отсутствие вспомогательной информации или систем, предупреждающих о достижении критически опасных режимов полета, способствующих потере ВС и о необходимости аварийного покидания самолета.

Для правильного и своевременного принятия решения об аварийном покидании самолета экипажу необходимо тщательно изучить требования руководства по летной эксплуатации ВС, а именно действия в особых случаях полета. Находясь в опасной ситуации, члены летного экипажа должны за короткий промежуток времени проанализировать большой объем информации, получаемой со средств регистрации параметров работы ВС в целом. Однако скоротечность развития ситуации не всегда позволяет это сделать, в результате чего катапультирование экипажа происходит либо раньше момента возникновения катастрофической ситуации, то есть когда еще можно выйти из критического положения, либо в тот момент, когда уже никакие действия не окажут влияние на развитие катастрофической ситуации, что приведет к гибели экипажа и утрате воздушного судна.

Подготовка членов летного экипажа для восполнения потерь личного состава авиационных частей занимает продолжительное время и большое количество финансовых затрат, в связи с этим актуальным является разработка средств или систем, способствующих оказанию помощи экипажу самолета в принятии решений по его аварийному покиданию с целью сохранения жизни.

В настоящее время наиболее эффективным способом решения задач, связанных с принятием решения в условиях большого количества информации, является использование искусственного интеллекта. Построение моделей приближённых рассуждений человека и использование их в интеллектуальных компьютерных системах представляет собой одно из самых перспективных направлений развития современной вычислительной техники [3].

Использование традиционного математического аппарата для описания человеческих знаний сильно затруднено, несмотря на то, что существует множество методик описания качественных характеристик объектов. Кроме того, данные характеристики не всегда могут быть достоверно интерпретированы, хотя при этом содержат достаточно важную информацию. Наряду с этим в интеллектуальных системах часто используются нечеткие знания, которые могут поясняться как не полностью истинные или не полностью ложные, то есть иметь различную вероятность достоверности.

Одним из направлений развития искусственного интеллекта, основанного на применении компьютерных технологий, использующих нечеткую информацию или нечеткие множества, является «fuzzy-logic» (нечеткая логика). Нечеткие системы, основанные на правилах нечеткой

логики, позволяют приблизиться к стилю мышления человека, что является актуальным для разработки систем помощи принятия решения.

Нечеткая логика – это математическая теория, которая позволяет работать с нечеткими понятиями, такими как «высокий», «низкий», «быстрый», «медленный» и т.д. Она основана на том, что каждое понятие может иметь различные степени принадлежности к определенному классу. Например, скорость 300 км/ч можно отнести к классу «быстрый» с высокой степенью принадлежности, а скорость 50 км/ч – с низкой.

Данная теория позволяет учесть неопределенность и нечеткость входных данных и сделать более точные выводы. Основная идея теории о нечетких множествах заключается в том, что элементы множества могут иметь нечеткую принадлежность с различной степенью. Например, в контексте системы помощи принятия решения при аварийном покидании воздушного судна можно рассматривать нечеткие множества для определения степени опасности ситуации, способности экипажа выполнить определенные мероприятия и другие факторы, влияющие на принятие решений.

Разработка системы помощи принятия решений на основе теории о нечетких множествах может включать следующие этапы:

1. Определение лингвистических переменных. Необходимо определить переменные, которые будут использоваться для оценки ситуации. Например, можно задать такие переменные как «степень опасности», «способность экипажа выйти из сложной ситуации» и другие;

2. Определение нечетких множеств для каждой лингвистической переменной, которые будут описывать различные значения этой переменной. Например, в случае с лингвистической переменной «степень опасности» нечеткими множествами будут являться «низкая», «средняя» и «высокая»;

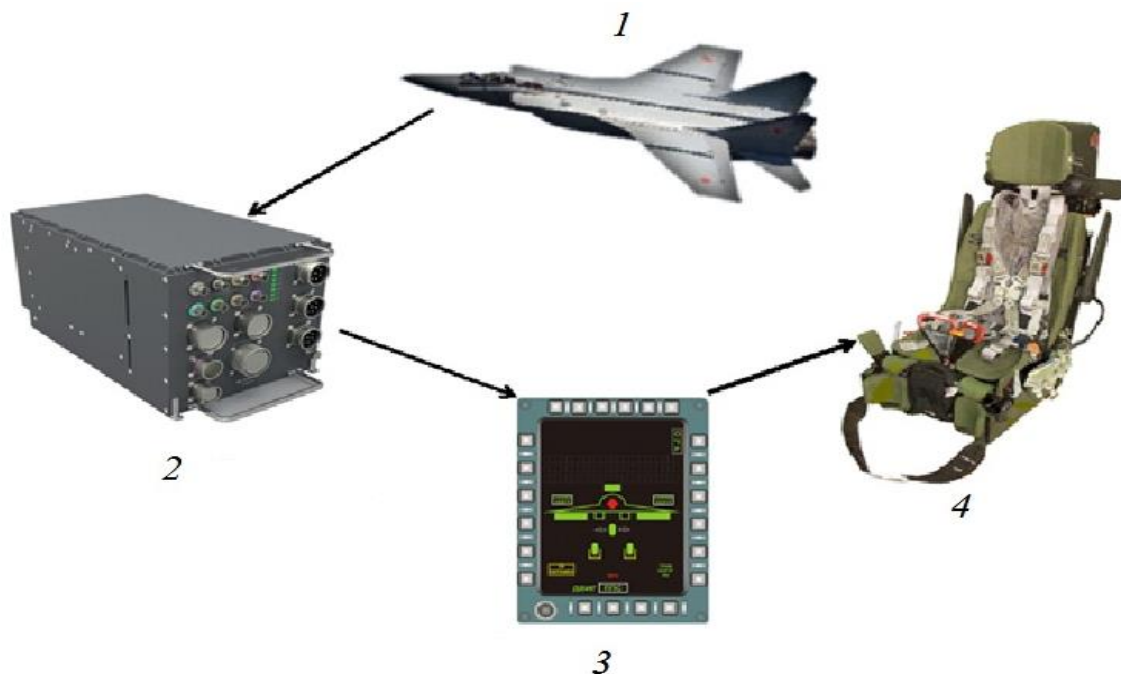
3. Определение правил вывода. Основываясь на требованиях руководства по летной эксплуатации, а также способности экипажа действовать в сложных или опасных ситуациях, необходимо определить набор правил, которые будут использоваться для принятия решений. Например, «если степень опасности высокая, а способность экипажа низкая, рекомендуется выполнить мероприятия, предусмотренные руководством по летной эксплуатации для безопасного покидания воздушного судна»;

4. Разработка программного обеспечения. На основе определенных лингвистических переменных, нечетких множеств, а также правил вывода необходимо разработать алгоритм, который будет использоваться для вычисления оптимального решения при аварийном покидании воздушного судна.

Система помощи принятия решения командиром экипажа на основе нечеткой логики в общем виде представлена на рисунке 2. На борту ВС она может быть реализована в виде трех компонентов:

– базы знаний, основанной на требованиях руководства по летной эксплуатации воздушного судна, раздела «особые случаи в полете»;

- модуля нечеткой логики (алгоритмы вычисления параметров, характеризующих возникновение ситуаций от усложненной до катастрофической);
- модуля интерфейса пользователя (визуальная панель управления и сигнализации об опасном положении экипажа).



1 – Информация о характере полета воздушного судна (пространственное положение, исправность систем и агрегатов); 2 – Модуль нечеткой логики на базе программной среды MATLAB (содержит базы знаний и алгоритмы вычисления параметров, характеризующих возникновение опасных ситуаций); 3 – Модуль интерфейса пользователя (визуальная панель управления и сигнализации об опасном положении экипажа); 4 – Принятие решения экипажем на аварийное покидание воздушного судна

Рисунок 2 – Компоненты системы помощи принятия решения командиром экипажа

База знаний должна содержать информацию о типичных аварийных ситуациях и возможных решениях для каждой из них. Данная информация основана на требованиях руководства по летной эксплуатации воздушного судна раздела «особые случаи в полете», где прописаны условия покидания воздушного судна при возникновении опасных ситуаций. Кроме того, также должны быть внесены характерные признаки возникающих отказов систем и агрегатов ВС, способствующих развитию опасных ситуаций в полете. Данная информация содержится в руководстве по технической эксплуатации ВС.

Модуль нечеткой логики будет использоваться для оценки ситуации и выбора оптимального решения. Он будет анализировать параметры с различных датчиков и систем воздушного судна, таких как высота, скорость, температура двигателя, давление в кабине и т.д. и выдавать рекомендации командиру экипажа на основе базы знаний.

Реализация работы модуля нечеткой логики осуществляется с помощью программного обеспечения программной среды MATLAB и пакета программ по фаззи-логике (Fuzzy Logic Toolbox), который позволяет создавать и редактировать фаззи-системы управления (контроля) с нечеткой логикой, называемые в терминах программной системы MATLAB – Fuzzy Inference System или FIS [3]. В блоке модуля нечеткой логики системы помощи принятия решения экипажем аварийного покидания самолета устанавливается программное обеспечение, разработанное на базе системы MATLAB. Принцип работы программы заключается в получении исходного сигнала от датчиков, снимающих значения параметров работы систем и агрегатов ВС, его пространственного положения, внешних условий полета, обработке полученного сигнала и по имеющейся базе знаний и функции принадлежности формировании рекомендаций экипажу о дальнейших действиях.

Интерфейс пользователя будет представлять собой панель управления с графическим приложением, которое будет отображать текущую ситуацию на борту воздушного судна и предлагать варианты решений. Командир экипажа сможет выбрать один из предложенных вариантов или принять решение самостоятельно.

В заключение хотелось бы отметить, что система помощи принятия решения при аварийном покидании ВС на основе нечеткой логики создаст оптимальный алгоритм действий летного экипажа в соответствии с возникшей ситуацией на борту самолета. Она позволит командиру экипажа быстро и правильно реагировать на аварийные ситуации для их парирования или принимать своевременное решение на покидание ВС в катастрофической ситуации. Кроме того, применение данной системы позволит значительно повысить общий уровень безопасности полетов и уменьшить количество ошибок допускаемых летным составом в сложных ситуациях, а главным образом сохранит бесценные человеческие жизни.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Абидин О. И.* Самолет Як-38. / Авиатор. М., ЗАО «Моделист-конструктор», 2009. 32 с.
2. *Коханый А. Ф.* Перспективы развития самолетов с вертикальным взлетом / Чеснов Ю. Н., Телли Ф. // Сборник научных статей по результатам XII международной научно-практической конференции молодых ученых, посвященной 61-ой годовщине полета Ю.А. Гагарина в космос; Краснодарское ВВАУЛ. Краснодар, 2022. С. 174-178 – EDN: CXZSAP.
3. *Сысоев Д. В.* Введение в теорию искусственного интеллекта / Д. В. Сысоев, О. В. Курипта, Д. К. Проскурин; Воронежский ГАСУ. Воронеж, 2014. 171 с. EDN: UGOVAX, ISBN: 978-5-89040-498-5.
4. *Левченко Н. Г.* Имитационное моделирование с применением интеллектуальной системы / Н. Г. Левченко, Ю. Ю. Почесуева // Вестник морского государственного университета. Сер. Автоматическое управление, математическое моделирование и информационные технологии. Владивосток: Мор. Гос. Ун-т, 2011. Вып. 45. С. 46-55. – EDN: VHIZZX.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ КОНТРОЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ СИСТЕМ ВОЗДУШНОГО СУДНА НА ОСНОВЕ ТЕОРИИ О НЕЧЕТКИХ МНОЖЕСТВАХ

Фимушин А. С.
Артемов А. А.
Маслиев А. И.

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. Современный период технического развития характеризуется массовым применением сложных систем, устройств и комплексов, технические характеристики которых (скорость, точность, прочность, давление и т.п.) очень высоки. К таким системам относится и авиационная техника. Являясь одновременно сложным и высокотехнологичным объектом, кроме того, она относится и к объектам повышенной опасности, что требует большого количества внимания к ее техническому состоянию с целью поддержания высокого уровня безопасности полетов.

В данной статье рассматривается вопрос контроля технического состояния воздушного судна, основанный на теории о нечетких множествах. На примере работы топливной системы летательного аппарата проведено исследование возможности определения ее технического состояния, используя алгоритмы нечеткой логики.

Ключевые слова: техническое состояние, системы воздушного судна, топливная система, нечеткие множества, нечеткая логика.

SOLVING THE PROBLEM OF MONITORING THE TECHNICAL CONDITION OF AIRCRAFT SYSTEMS BASED ON THE THEORY OF FUZZY SETS

Fimushin A. S.
Artemov A. A.
Masliev A. I.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. The modern period of technical development is characterized by the massive use of complex systems, devices and complexes, which technical characteristics (speed, accuracy, strength, pressure, etc.) are very high. Aviation equipment also belongs to such systems. Being both a complex and high-tech object, it also refers to high-risk objects, which requires a lot of attention to its technical condition to maintain a high level of flight safety.

This article discusses the issue of monitoring the technical condition of an aircraft based on the theory of fuzzy sets. A study was conducted on the possibility of determining its technical condition using fuzzy logic algorithms on the example of the operation of the fuel system of an aircraft.

Keywords: technical condition, aircraft systems, fuel system, fuzzy sets, fuzzy logic.

Авиационная техника, как и любое техническое устройство в процессе эксплуатации изменяет свое техническое состояние от исправного и работоспособного до полной потери работоспособности. Причем это изменение технического состояния происходит как вследствие воздействия случайных факторов, так и вследствие естественного износа.

В общем случае контроль технического состояния изделия есть совокупность операций по проверке работоспособности, локализации и прогнозированию отказов изделия. Составными элементами контроля в общем случае являются измерение контролируемых параметров изделия, анализ полученных данных в целях распознавания вида технического состояния и места отказа с заданной подробностью, управление процессом контроля.

Под техническим состоянием понимается состояние устройства, характеризующее степень его соответствия техническим требованиям к выполнению своих функций. С поступления в эксплуатацию любое техническое устройство в результате процесса износа, старения и воздействия окружающей среды теряет свое первоначальное техническое состояние [1].

Основными задачами контроля состояния АТ на различных этапах ее эксплуатации являются:

- контроль работоспособности или функционирования оборудования на борту ВС;
- контроль работоспособности или функционирования демонтированного с борта ВС оборудования;
- контроль при проведении настроечных и регулировочных работ на борту ВС и на демонтированном с борта ВС оборудовании;
- диагностирование технического состояния ВС (поиск места отказа);
- прогнозирование работоспособности (прогнозирующий контроль);
- контроль параметров, отражающих действия летчика (экипажа) при выполнении полетного задания для оценки техники пилотирования, самолетовождения, боевого применения и летно-технической подготовки;
- накопление статистической информации для обобщения опыта эксплуатации ВС и действий летчика (экипажа) в целях разработки и совершенствования алгоритмов решения задач контроля;
- контроль параметров, обеспечивающих определение причин авиационных происшествий и инцидентов [2].

Таким образом, эксплуатационный контроль изделий представляет собой контроль, осуществляемый на всех этапах эксплуатации изделия с целью установить его техническое состояние в настоящем и будущем.

Как отмечалось ранее, важными задачами контроля состояния АТ являются:

- поиск места отказа;
- диагностирование и прогнозирование технического состояния АТ.

При решении данных задач возникают определенные проблемы. Так, например, на поиск места отказа расходуется около 70–80 % времени, затрачиваемого на восстановление АТ. В связи с чем актуальным является совершенствование методов поиска неисправностей авиационной техники путем автоматизации данного процесса с использованием различных средств.

Сложность построения и функционирования самолетных систем не позволяет использование стандартных способов физико-математического описания, а также создание какой-либо универсальной математической модели, позволяющей спрогнозировать состояние исследуемого объекта в течение его «жизненного цикла».

Эффективным способом решения проблемы контроля и прогнозирования технического состояния объекта является использование современных технологий, связанных с применением искусственного интеллекта.

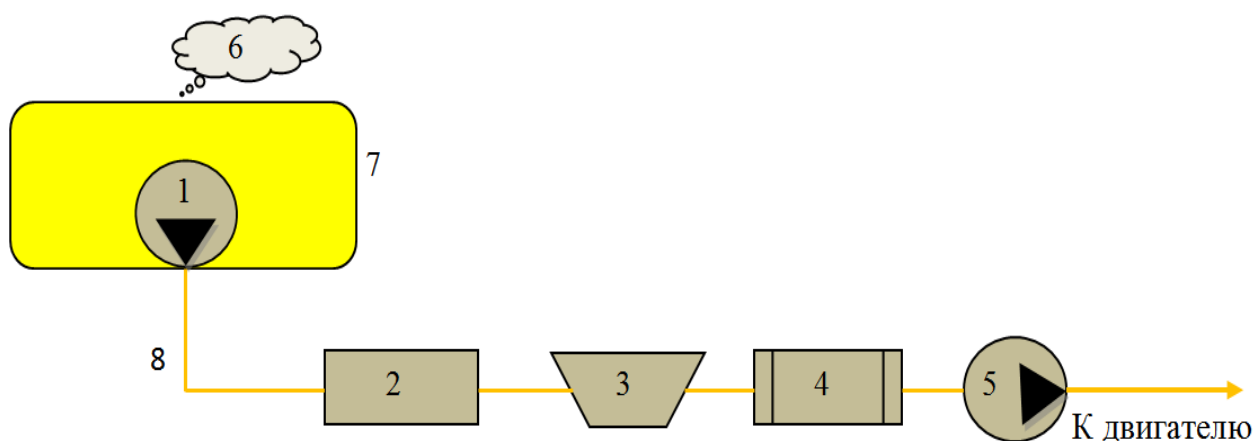
Задачей теории искусственного интеллекта является формализация процессов распознавания, обобщения и познания, перенос их на язык алгоритмов. При этом умственная деятельность сводится к обработке информации.

Выделяют несколько направлений развития искусственного интеллекта, основанного на применении компьютерных технологий:

- 1) фаззи-логика (нечеткая логика);
- 2) экспертные системы;
- 3) нейросети;
- 4) эволюционное моделирование.

Рассмотрим возможность применения теории о нечетких множествах (фаззи-логики) для определения технического состояния топливной системы воздушного судна по восьми заданным параметрам ее функционирования.

На рисунке 1 представлена упрощенная схема топливной системы воздушного судна, которая состоит из восьми элементов. Примем, что каждый из элементов топливной системы может находиться в двух состояниях: исправном и неисправном, а также, что одновременно не могут отказать два и более элемента. Кроме того, маловероятные отказы бака, трубопроводов и датчика расходомера, для упрощения системы рассматривать не будем.



1 – насос подкачки; 2 – фильтр; 3 – датчик расходомера; 4 – пожарный кран; 5 – насос подкачки на двигателе; 6 – система наддува; 7 – бак; 8 – трубопроводы

Рисунок 1 – Схема топливной системы

В итоге получим пять вероятных отказов: отказ системы наддува (6); отказ насоса подкачки (1); засорение фильтра (2); закрытие пожарного крана (4); отказ насоса подкачки на двигателе (5).

Известно, что работоспособность объекта характеризуется различными параметрами (частота вращения, давление, температура и т.д.). Параметрами, с помощью которых можно распознать состояние топливной системы, являются: избыточное давление P_6 в системе поддавливания; напряжение V и сила тока I в цепи питания подкачивающего насоса; давление за подкачивающим насосом $P_{н.п.}$; давление за фильтром $P_ф$; давление за двигательным подкачивающим насосом $P_{д.п.н.}$; расход топлива W ; положение пожарного крана.

В таблице 1 представлены значения параметров топливной системы при ее работоспособном состоянии, а также и при различных видах отказов.

Таблица 1 – Параметры топливной системы

№ параметра	Признаки	Состояния					
		C_0 Система исправна	C_1 Нет наддува	C_2 Отказ ПН	C_3 Засор. фильтра	C_4 Закрытие ПК	C_5 Отказ ДПН
X_1	$P_6, \text{Па} \cdot 10$	0,1–0,3	0	0,19	0,19	0,19	0,19
X_2	$V, \text{В}$	24–28	26	7	26	26	26
X_3	$I, \text{А}$	48–55	50	44	50	50	50
X_4	$P_{н.п.}, \text{Па} \cdot 10$	0,8–1,2	0,7	0,2	0,95	1,35	1,35
X_5	$P_ф, \text{Па} \cdot 10$	0,1–0,3	0,05	0	0	0	1
X_6	$P_{д.п.н.}, \text{Па} \cdot 10$	2,1–2,5	2,25	2	2,3	0,2	1
X_7	$W, \text{м}^3/\text{ч}$	3900	4250	3750	4000	0	2400
X_8	Полож. ПК	Открыт	Открыт	Открыт	Открыт	Закрыт	Открыт

Каждый параметр, указанный в таблице 1, характеризующий работу топливной системы, обозначим входной переменной « X_n », где n – номер рассматриваемого параметра.

Введем для каждого параметра топливной системы лингвистические переменные, которые будут характеризовать их нахождение в заданных (работоспособных и неработоспособных) пределах [3]. Такими переменными будут: «ОТКАЗ» и «РАБОТА». Допустимые значения (интервал значений) этих параметров могут быть определены экспертом или соответствующими документами по эксплуатации объекта. Графически, данные зависимости, сформированные в программной системе MATLAB с использованием пакета Fuzzy Logic Toolbox, представлены на рисунке 2.

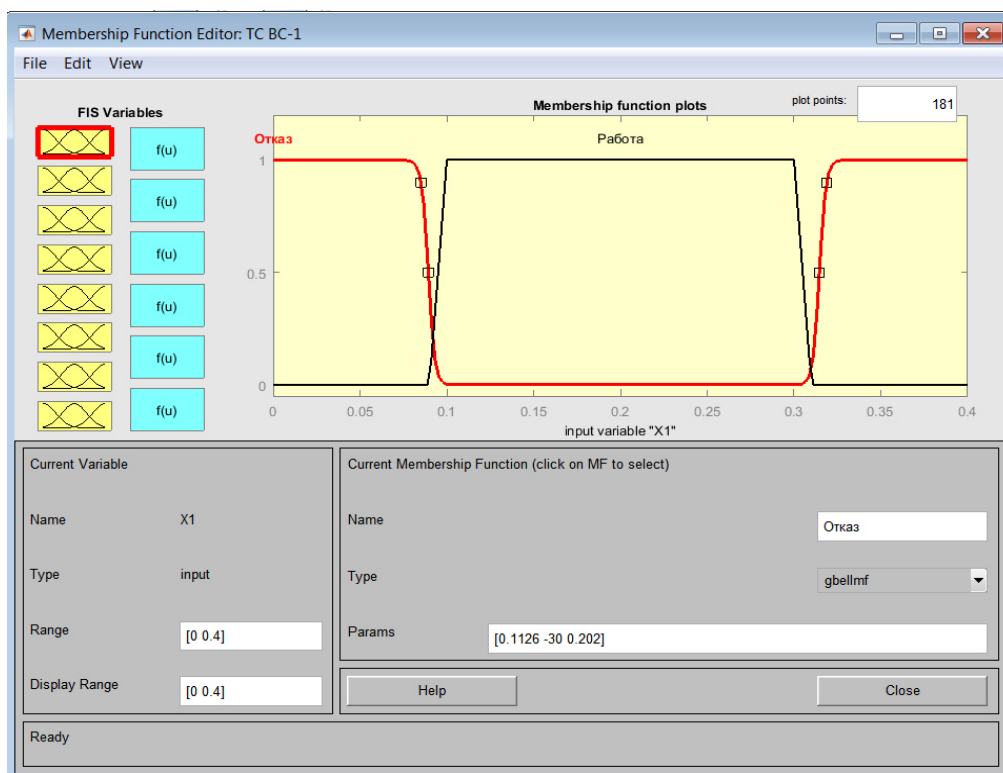


Рисунок 2 – Графическое отображение взаимосвязи лингвистических переменных и заданных пределов параметров, характеризующих работоспособность топливной системы воздушного судна, сформированное в программной системе MATLAB с использованием пакета Fuzzy Logic Toolbox

Для описания термов лингвистической переменной диагностических параметров объекта вводятся функции принадлежности. Для термина «РАБОТА» применяется z-подобная функция принадлежности:

$$\mu = \begin{cases} 1, & x \leq a \\ 1 - 2 \left(\frac{x - a}{b - a} \right)^2, & a < x \leq \frac{a + b}{2} \\ 2 \left(\frac{x - a}{b - a} \right)^2, & \frac{a + b}{2} < x < b \\ 0, & b \leq x \end{cases}, \quad (1)$$

для термина «ОТКАЗ» s-подобная функция:

$$\mu = \begin{cases} 0, & x \leq a \\ 2 \left(\frac{x - a}{b - a} \right)^2, & a < x \leq \frac{a + b}{2} \\ 1 - 2 \left(\frac{b - x}{b - a} \right)^2, & \frac{a + b}{2} < x < b \\ 1, & b \leq x \end{cases} \quad [4]. \quad (2)$$

Переменная выхода, описывающая техническое состояние объекта, задается нечеткими термами: «Система исправна», «Нет наддува», «Отказ ПН», «Засорение фильтра», «Закрытие ПК» и «Отказ ДПН». На следующем этапе формируется база знаний (правил) с использованием нечетких высказываний вида «b есть a» и связок «И», «Если..., то...» [3].

На основе логического анализа схемы взаимосвязи состояний и параметров функционирования топливной системы составляем базу знаний для системы.

Предполагая, что если значение хотя бы одного из параметров выходит за критические границы, то диагностируется неисправное состояние объекта, если значения всех параметров находятся в области допустимых значений, то диагностируется исправное состояние объекта. В этом случае нечеткая база знаний имеет следующий вид:

Правило 1: Если $X_1, X_2, X_3, X_4, X_5, X_6, X_7, X_8$ «Работа», то Y «Система исправна»;

Правило 2: Если X_2, X_3, X_6, X_7, X_8 «Работа», а X_1, X_4, X_5 «Отказ», то Y «Нет наддува»;

Правило 3: Если X_1, X_7, X_8 «Работа», а X_2, X_3, X_4, X_5, X_6 «Отказ», то Y «Отказ ПН»;

Правило 4: Если $X_1, X_2, X_3, X_4, X_6, X_7, X_8$ «Работа», а X_5 отказ, то Y «Засорение фильтра»;

Правило 5: Если X_1, X_2, X_3 «Работа», а X_4, X_5, X_6, X_7, X_8 «Отказ», то Y «Закрытие ПК»;

Правило 6: Если X_1, X_2, X_3, X_8 «Работа», а X_4, X_5, X_6, X_7 «Отказ», то Y «Отказ ДПН».

В общем виде база знаний, сформированная в программной системе MATLAB с использованием пакета Fuzzy Logic Toolbox, представлена на рисунке 3.

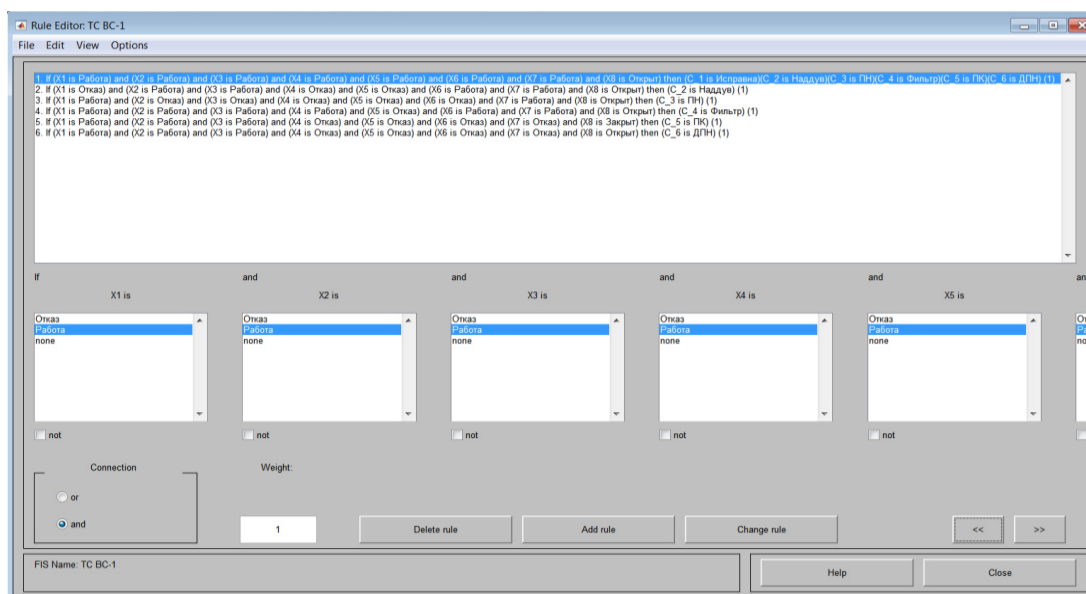


Рисунок 3 – Общий вид базы знаний, сформированной в программной системе MATLAB с использованием пакета Fuzzy Logic Toolbox

Для трансформации четких входных значений в нечеткие выходные используется алгоритм нечеткого логического вывода Мамдани, который имеет следующие шаги:

- для входных переменных, принявших конкретные (четкие) значения $X_1, X_2, X_3, \dots, X_n$ из базы правил, с помощью функций принадлежности вычисляются степени истинности;

- для каждого правила системы нечеткого вывода, включающего предпосылки, связанные между собой при помощи логической операции «И», определяются степени истинности заключений как минимальное значение истинностей всех его предпосылок;

- нечеткие значения выходной переменной каждого заключения базы правил объединяются в итоговое нечеткое подмножество с использованием операции логического максимума степеней истинности;

- из полученного нечеткого множества значений переменной выхода методом левого (правого) максимума определяется конечное диагностируемое техническое состояние объекта в виде нечетких термов: «Система исправна», «Нет наддува», «Отказ ПН», «Засорение фильтра», «Закрытие ПК» и «Отказ ДПН».

Практическое применение рассмотренного алгоритма осуществляется при помощи программной системы MATLAB и пакета программ по фаззи-логике (Fuzzy Logic Toolbox), который позволяет создавать и редактировать фаззи-системы управления (контроля) с нечеткой логикой, называемые в терминах программной системы MATLAB – Fuzzy Inference System или FIS [4].

В блоке управления системы контроля технического состояния устанавливается программное обеспечение, разработанное на базе системы MATLAB. Принцип работы программы заключается в получении исходного сигнала от датчика, снимающего параметры работы агрегата, его обработке и по имеющейся базе знаний и функции принадлежности формировании заключения о состоянии объекта, то есть исправен он или нет [5].

В заключение хотелось бы отметить, что возможность диагностики и прогнозирования технического состояния объектов с использованием теории о нечетких множествах позволяет определить состояние исследуемых элементов воздушного судна даже в случае трудоемкости или невозможности проведения точных вычислительных расчетов. Кроме того, с применением нечеткой логики появилась возможность прогнозировать изменение технического состояния систем, а также автоматизировать процесс поиска неисправностей авиационной техники. Однако методы нечеткой логики не заменяют традиционные подходы, а наоборот, дополняют их.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Иванчура В. И.* Боевая готовность и техническое состояние авиационной техники. ВУНЦ ВВС «ВВА» 2014 г. 242 с.
2. Эксплуатация боевой авиационной техники. Техническая эксплуатация боевой авиационной техники / Е. В. Фетисов, Д. В. Богомолов, В. В. Дулин, А. В. Переславцев. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. 322 с.

3. *Кувайскова Ю. Е.* Использование нечеткой логики для диагностики технического состояния объекта. // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, 2018. Т. 20. № 4(3). С. 487-490. – EDN: RFITYC

4. *Дьяконов В. П.* MATLAB 6.5 SP1/7/7 SP1/7 SP2 + Simulink 5/6. Инструменты искусственного интеллекта и биоинформатики / В. П. Дьяконов, В. В. Круглов. Москва: СОЛОН-ПРЕСС, 2017. 454 с. – ISBN 5-98003-255-X.

5. *Доброхлебов А. А.* К вопросу применения нечеткой логики для контроля технического состояния топливной системы воздушного судна / А. А. Ярошук, А. С. Фимушин // Сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 100-летию отечественной гражданской авиации. МГТУ ГА. Москва, 2023. С. 425-427. – EDN: DRHMNG.

УДК 629.7.017.1

ЦИФРОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ВОПРОСАХ КОНТРОЛЯ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Фимушин А. С.
Славинский А. С.
Капустин А. В.

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. Авиационная техника, являясь одновременно сложной и дорогостоящей системой, требует повышенного внимания со стороны обслуживающего персонала. При обслуживании воздушного судна большое количество времени уделяется контролю его технического состояния. Основной задачей контроля технического состояния авиационной техники является выявление, предупреждение и прогнозирование отказов. Выявление неисправностей и отказов на ранних стадиях способствует повышению уровня безопасности полетов и снижению затрат на техническое обслуживание. Наиболее распространенные способы прогнозирования технического состояния авиационной техники заключались в вероятностных подходах определения возможных отказов. В настоящее время возможности машинных средств настолько широки, что позволяют просчитать количество и характер возможных неисправностей на этапе всего жизненного цикла исследуемого образца авиационной техники. Таким средством можно считать технологию «цифрового двойника», которая позволяет определить и спрогнозировать техническое состояние объекта в цифровом виде, уменьшая тем самым затраты как финансовых средств на проведение испытаний, так и времени для накопления статистической информации о работе объекта.

В статье рассматривается возможность применения технологии цифрового двойника для контроля и прогнозирования технического состояния авиационной техники, а также предложен вариант ее функционирования.

Ключевые слова: техническое состояние, цифровые технологии, «цифровой двойник», прогнозирование.

DIGITAL TECHNOLOGIES IN THE CONTROL AND FORECASTING OF THE TECHNICAL CONDITION OF AVIATION EQUIPMENT

Fimushin A. S.
Slavinsky A. S.
Kapustin A. V.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy
after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. Aviation equipment, being both a complex and expensive system, requires increased attention from the maintenance personnel. When servicing an aircraft, a large amount of time is devoted to monitoring its technical condition. The main task of monitoring the technical condition of aviation equipment is to identify, prevent and predict failures. Early detection of malfunctions and failures contributes to improving flight safety and reducing maintenance costs. The most common methods of predicting the technical condition of aviation equipment consisted in probabilistic approaches for determining possible failures. Currently, the capabilities of machine tools are so wide that they allow us to calculate the number and nature of possible malfunctions at the stage of the entire life cycle of the aircraft model under study. Such a tool can be considered a "digital twin" technology, which allows you to determine and predict the technical condition of an object in digital form, thereby reducing the cost of both financial resources for testing and time to accumulate statistical information about the operation of the object.

The article considers the possibility of using digital twin technology for monitoring and forecasting the technical condition of aviation equipment, as well as a variant of its functioning.

Keywords: technical condition, digital technologies, "digital twin", forecasting.

В современных реалиях военное превосходство является важным политическим инструментом и позволяет решать жизненно важные вопросы, как на международной арене, так и внутри государства. Армия является гарантом суверенитета и безопасности каждого государства. Наличие сильных вооруженных сил определяет авторитет государства, как в мирное, так и в военное время. Решающую роль в ведении вооруженных конфликтов играет авиация и ей отводится особое внимание со стороны государства. Авиация в структуре вооруженных сил выполняет широкий спектр задач: функцию сдерживания, ведение воздушной разведки, нанесение ударов по наземным и воздушным целям в условиях вооруженных конфликтов, транспортировка различных грузов, десантирование подразделений и многие другие. Значимость авиации невозможно переоценить.

Особенностью военной авиации является чрезвычайно сильное влияние технического состояния (далее – ТС) авиационной техники (далее – АТ) не только на безопасность полетов, но и на боевую готовность авиационных объединений, соединений и частей. Таким образом, успешное решение задач по поддержанию высокого уровня боевой готовности

авиационных формирований возможно только при поддержании требуемого уровня боевой готовности и исправности АТ. Повышение или поддержание заданного уровня боевой готовности и исправности АТ возможно осуществлять по двум направлениям:

- конструктивному (проведение доработок АТ);
- организационно-техническому (проведение комплекса мероприятий по управлению эксплуатационными характеристиками и улучшению их показателей в процессе технической эксплуатации).

Проведение доработок АТ способствует повышению уровня ее надежности, эксплуатационной технологичности, контролепригодности, стандартизованности и унифицированности, однако требует больших финансовых и временных затрат для определения эффективности проведенных мероприятий.

Управление эксплуатационными характеристиками и улучшение их показателей в процессе технической эксплуатации достигается проведением таких мероприятий как:

- повышение квалификации личного состава;
- полное освоение АТ инженерно-техническим составом;
- разработка мероприятий по обнаружению и предупреждению отказов и повреждений, а также контролю ТС АТ;
- планирование ступенчатой выработки ресурса и отхода самолетов в ремонт и на регламентные работы;
- своевременная обработка заявок на запасные части и материалы.

Данная группа мероприятий является основной, так как зависит от профессионального уровня специалистов инженерно-авиационной службы авиационной части и не требует больших финансовых затрат.

Одним из основных мероприятий, от качественной реализации которого зависит уровень исправности АТ, является контроль ее ТС. Возрастающая сложность изделий АТ приводит к необходимости совершенствования систем контроля, их усложнению и предъявлению к ним повышенных требований.

Под контролем технического состояния понимается определение вида ТС изделия. В общем случае контроль ТС изделия есть совокупность операций по проверке работоспособности, локализации и прогнозированию отказов изделия.

Главной задачей контроля ТС АТ является прогнозирование отказов. Выявление неисправностей и отказов на ранних стадиях способствует повышению уровня безопасности полетов и снижению затрат на техническое обслуживание. Традиционные методы прогнозирования ТС АТ основаны на использовании вероятностных и статистических данных, поэтому они не отличаются высокой точностью и требуют больших затрат сил и средств. Для возможности прогнозирования отказов АТ необходимо иметь опережающую информацию о ее состоянии в будущем. Это достигается проведением лидерных испытаний АТ, для выполнения которых необходимо привлекать дополнительные силы и средства, что приводит к

увеличению затрат на ее эксплуатацию и производство. Раньше требовалось не менее трех лет эксплуатировать воздушное судно (далее – ВС) на разных режимах, в том числе и с околोकритическими перегрузками, чтобы изучить, какие значения исследуемых параметров могут приводить к тому или иному разрушению.

Решить данную проблему в настоящее время возможно за счет переноса испытаний в виртуальное пространство. Цифровизация позволяет сократить, удешевить и упростить этот процесс: благодаря расчётным моделям можно не тратить колоссальные человеческие ресурсы и не изготавливать лишние дорогие образцы, избежать расхода авиационного топлива и снизить количество выбросов в атмосферу [1]. Под цифровизацией в данном случае понимается технология «цифрового двойника» (далее – ЦД) (Digital Twin).

Впервые о концепции ЦД в 2002 году заговорил М. Гривс, согласно которой математические модели исследуемых объектов и различные виды данных, получаемые в ходе их реальной эксплуатации, напрямую связаны с ЦД [1]. Такая организация взаимодействия информационной (виртуальной) среды с реальным объектом позволяет обеспечивать своевременное получение данных о его состоянии на всех этапах жизненного цикла и, как следствие, способствует выявлению и предотвращению возникающих проблем эксплуатации до их возникновения.

Дальнейшие последователи развития концепции ЦД считали, что ЦД является не что иное, как виртуальное зеркало действительного (реально существующего) объекта. Это позволяет точно описывать процесс функционирования объекта в процессе эксплуатации на всех этапах его ЖЦ, а также осуществлять обмен имеющейся информации с его виртуальным зеркалом.

Достаточно продолжительное время под «цифровым двойником» понимали виртуальную копию реального физического процесса (явления), которая используется для принятия решений.

Другие концепции ЦД утверждают, что он содержит совокупность технологий сбора данных и прогнозирования поведения объекта на их основе, что позволяет установить связь между реальным физическим продуктом и виртуальным пространством [2].

Развитие концепции ЦД, а также многообразие появившихся терминов и определений данного направления развития цифровых технологий способствовали разработке государственного стандарта, который бы определял общий порядок по созданию и формированию ЦД. Так в 2022 году был создан ГОСТ Р 57700.37–2021 по ЦД изделий, в котором дано следующее определение: ЦД изделия – это система, состоящая из цифровой модели изделия и двусторонних информационных связей с ним (при наличии изделия) и (или) его составными частями. При этом цифровая модель изделия определяется как система математических и компьютерных моделей, а также его электронных документов, описывающая структуру, функциональность и поведение разрабатываемого или эксплуатируемого

изделия на различных стадиях ЖЦ, для которой на основании результатов цифровых и (или) иных испытаний выполнена оценка соответствия предъявляемым к изделию требованиям [3].

Для авиационной техники цифровая копия включает в себя данные о каждой детали и системе самолета, а также информацию о его эксплуатации. С помощью цифрового двойника можно проводить различные эксперименты и тесты, чтобы определить вероятность отказа конкретной детали или системы. Например, можно провести симуляцию работы двигателя при различных условиях и определить, какие факторы могут привести к его отказу [4].

Кроме того, цифровой двойник позволяет проводить мониторинг состояния техники в режиме реального времени. Данные о работе каждого агрегата и системы собираются и анализируются непрерывно, что позволяет оперативно выявлять любые отклонения от нормы и принимать меры по устранению возникающих неисправностей.

Общая схема функционирования системы цифрового двойника для авиационной техники военного назначения представлена на рисунке 1.

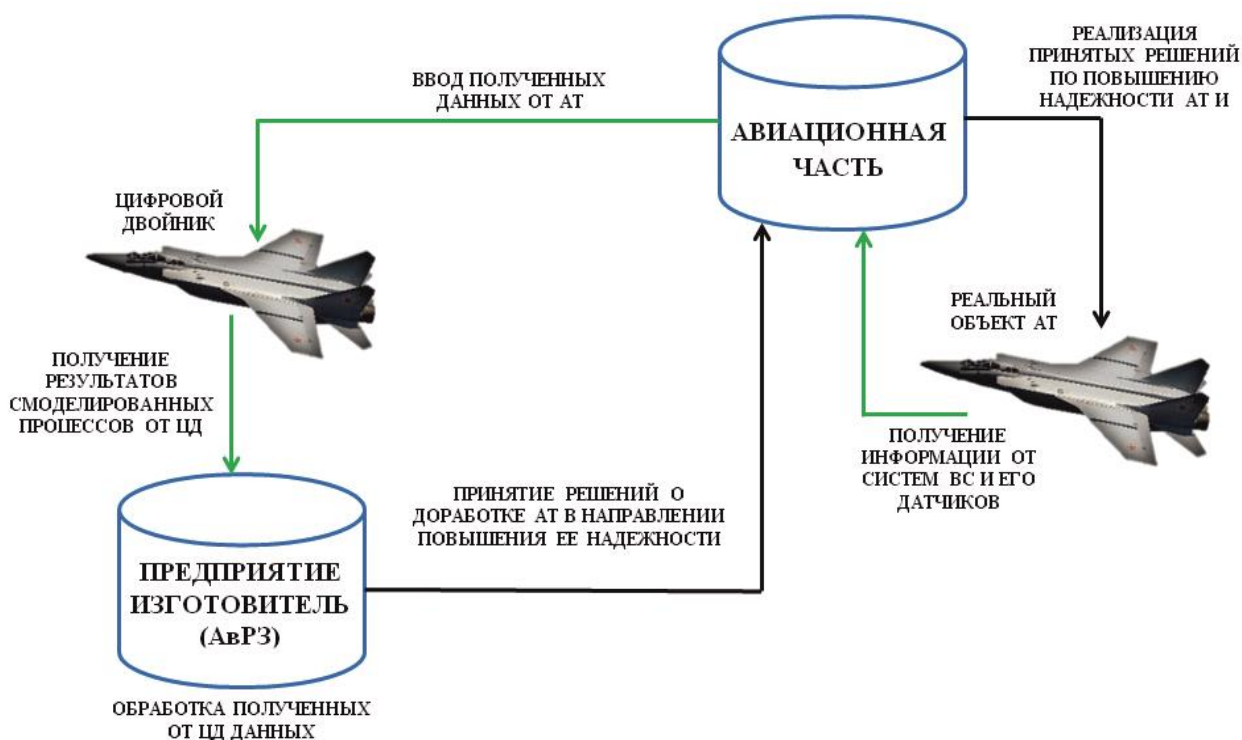


Рисунок 1 – Схема функционирования системы цифрового двойника

Порядок функционирования системы цифрового двойника заключается в получении информации от систем и датчиков реального объекта АТ – эксплуатируемого типа ВС, ввод полученной информации (данных) от АТ в цифровой двойник. Затем при помощи смоделированных процессов эксплуатации при различных условиях (например: воздействия на ВС авиационных средств поражения, неблагоприятных погодных условий, отказы различных агрегатов или систем и т.д.) получаем информацию о

характере развития смоделированных процессов (например: разрушение силовых элементов конструкции ВС, влияние отказа системы или агрегата на дальнейшее выполнение полета и т.д.). Результаты, полученные при моделировании направляются на предприятие-изготовитель АТ (или авиационный ремонтный завод) с целью их анализа и разработки мероприятий (конструктивных решений), позволяющих повысить надежность как ВС в целом, так и его отдельных систем и агрегатов. Реализация принятых решений по повышению надежности АТ заключается в проведении доработок ВС по бюллетеням промышленности.

С помощью цифрового двойника возможно и прогнозирование отказов авиационной техники. Для этого необходимо анализировать данные о работе каждого агрегата и системы, а также информацию о состоянии самолета в целом. На основе полученных данных можно определить вероятность отказа каждого агрегата или системы, а также прогнозировать время до их отказа. Это позволяет оперативно принимать меры по устранению неисправностей и предотвращать аварийные ситуации.

Также прогнозирование отказов позволяет оптимизировать процесс технического обслуживания. Например, если известно, что определенный элемент (агрегат, деталь) скоро выйдет из строя, то его можно заменить заранее, не дожидаясь отказа. Это позволяет сократить время простоя самолета в неисправном состоянии и увеличить коэффициент его использования.

В заключение хотелось бы отметить, что применение технологии цифрового двойника осуществляется во взаимодействии со своим реальным прототипом в процессе всего жизненного цикла его существования. Данный принцип способствует осуществлению контроля технического состояния воздушного судна в режиме реального времени и оперативному выявлению возможности возникновения потенциальных неисправностей и отказов, а также сокращению затрат на обслуживание.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Царев М. В. Цифровые двойники в промышленности: история развития, классификация, технологии, сценарии использования / М. В. Царев, Ю. С. Андреев // Изв. вузов. Приборостроение. 2021. Т. 64, № 7. С. 517-531. – EDN: QOKQJW.
2. Боровков А. И. Цифровые двойники: определение, подходы и методы разработки / А. И. Боровков, Ю. А. Рябов // Цифровая трансформация экономики и промышленности: Сб. тр. науч.-практ. конф. с зарубежным участием, 20-22 июня 2019 г. СПб: Политех-Пресс, 2019. С. 234-245. – DOI: 10.18720/IEP/2019.3/25 EDN: ZUPIWC.
3. Цифровые двойники – платформа для управления жизненным циклом авиационных двигателей / А. В. Сальников, М. В. Гордин, Ю. Н. Шмотин [и др.] // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2022. № 4(745). С. 60-72. – DOI 10.18698/0536-1044-2022-4-60-72. – EDN NNVKNU.
4. Петров А. В. Имитация как основа технологии цифровых двойников // Вестн. Иркут. гос. техн. ун-та. 2018. № 10 (141). С. 56-66. – DOI: 10.21285/1814-3520-2018-10-56-66 EDN: YMZRSH.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ АВАРИЙНОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЁТА

Фролов Г. К.¹

Петров П. В.¹, канд. техн. наук

Кудерко Д. А.², канд. техн. наук

¹*Уфимский университет науки и технологий
(г. Уфа)*

²*Центр проектирования АО «Технодинамика»
(г. Москва)*

Аннотация. В статье рассматривается аварийная система гражданского самолёта, работающая от блока передачи мощности. На основе изучения научно-технической литературы сформирована математическая модель аварийного гидравлического привода пассажирского самолёта, а также представлены динамические характеристики блока передачи мощности и гидроцилиндров выпуска/уборки шасси.

Ключевые слова: аварийная система, блок передачи мощности, математическая модель, динамические характеристики.

MATHEMATICAL MODEL OF THE AIRCRAFT EMERGENCY SYSTEM

Frolov G. K.¹

Petrov P. V.¹, Candidate of Technical Sciences

Kuderko D. A.², Candidate of Technical Sciences

¹*Ufa University of Science and Technology
(Ufa)*

²*Design Center of JSC «Technodinamika»
(Moscow)*

Abstract. The article considers the emergency system of a civil aircraft operating from a power transfer unit. Based on the study of scientific and technical literature, a mathematical model of the emergency hydraulic drive of a passenger aircraft was formed. The dynamic characteristics of the power transfer unit and hydraulic cylinders for releasing/retracting the landing gear were presented.

Keywords: emergency system, power transfer unit, mathematical model, dynamic characteristics.

Введение

Начиная с 1903 года происходит непрерывное развитие самолётов. В связи с этим, на протяжении 120 лет, развивалась конкуренция среди производителей летательных аппаратов (далее по тексту ЛА). Каждое следующее поколение ЛА создавало принципиально новые схемы,

совершенствуя управление механизмами и системами, которые отвечают за безопасность полёта. Эволюция схемных решений привела авиастроение к современной гидравлической системе самолёта (рисунок 1). Это обосновано тем, что использование гидроприводов имеет ряд преимуществ: относительно малые размеры; низкая инерционность и высокое быстродействие исполнительных механизмов [1].

Вышеуказанная система состоит из трёх централизованных гидравлических систем с отдельными баками; источниками питания, работающими от авиационных двигателей; потребителями и резервными источниками питания (ГС1, ГС2, ГС3).

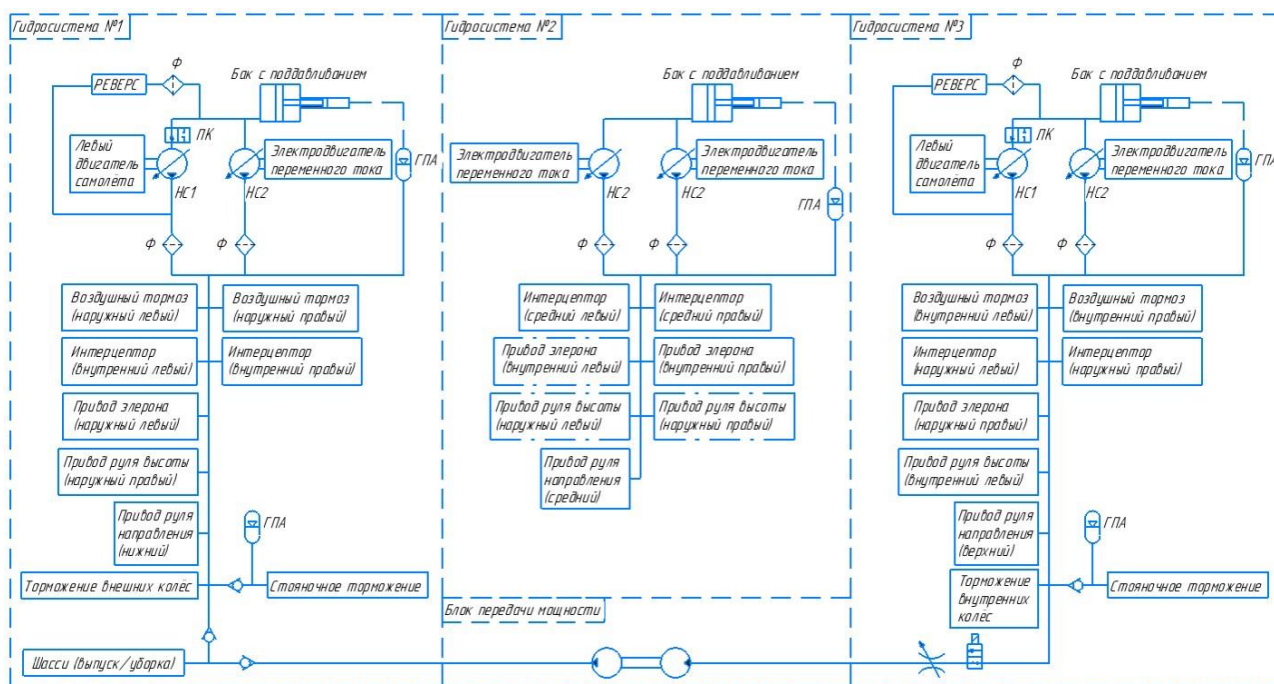


Рисунок 1 – Принципиальная схема современной гидравлической системы самолёта

Объект моделирования

Аварийная система самолёта (рисунок 2) состоит из двух основных гидравлических систем (ГС3 и ГС1), в ней же самым важным элементом является блок передачи мощности (далее по тексту БПМ). Он отвечает за выпуск шасси в момент отключения одной из основных систем и является объектом передачи энергии между ГС3 и ГС1. Из блока питания 1, находящегося в ГС 3, поступает расход в гидромотор 3 через двухпозиционный трёхлинейный электромагнитный гидрораспределитель с пружинным возвратом 2 и через дроссель 3. Гидромотор 4 приводит в действие насос 5, который в свою очередь питает гидроцилиндры выпуска/уборки шасси 9. Делитель потока 6 предназначен для одновременного выпуска/уборки шасси. Трёхпозиционные четырёхлинейные гидрораспределители с электромагнитным управлением и пружинными возвратами 7 являются управляющим элементом

основной системы выпуска/уборки шасси, а также обеспечивают контроль рабочих органов в момент аварии. Гидрозамки двустороннего действия 8 предотвращают самопроизвольное движение штока ГЦ 9 [2].

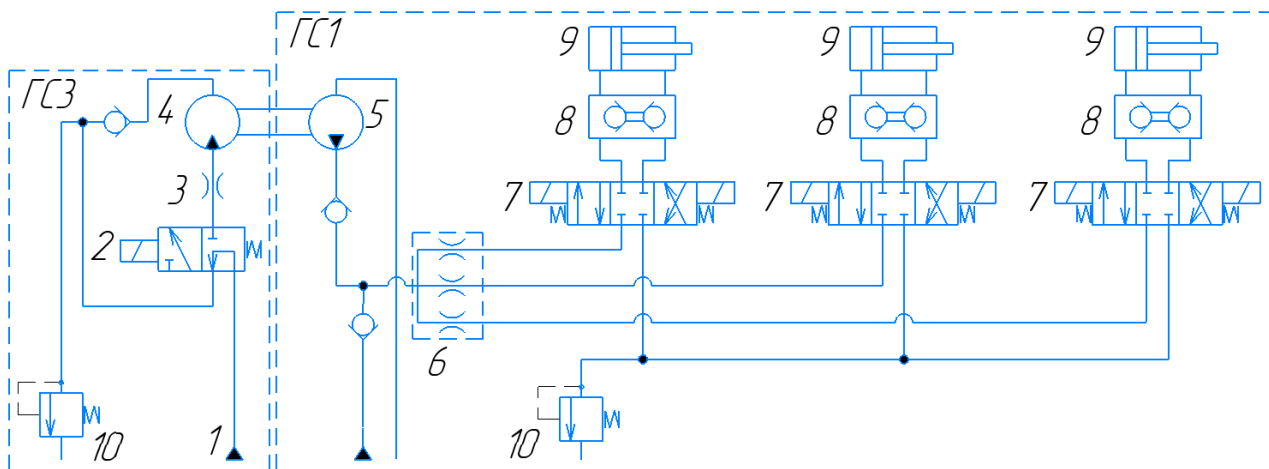


Рисунок 2 – Принципиальная схема аварийной системы самолёта

Математическая модель

Математическая модель аварийной ГС самолета, с входящим в нее БПМ аксиально-поршневого типа, составлена в соответствии с расчетной схемой, представленной на рисунке 3.

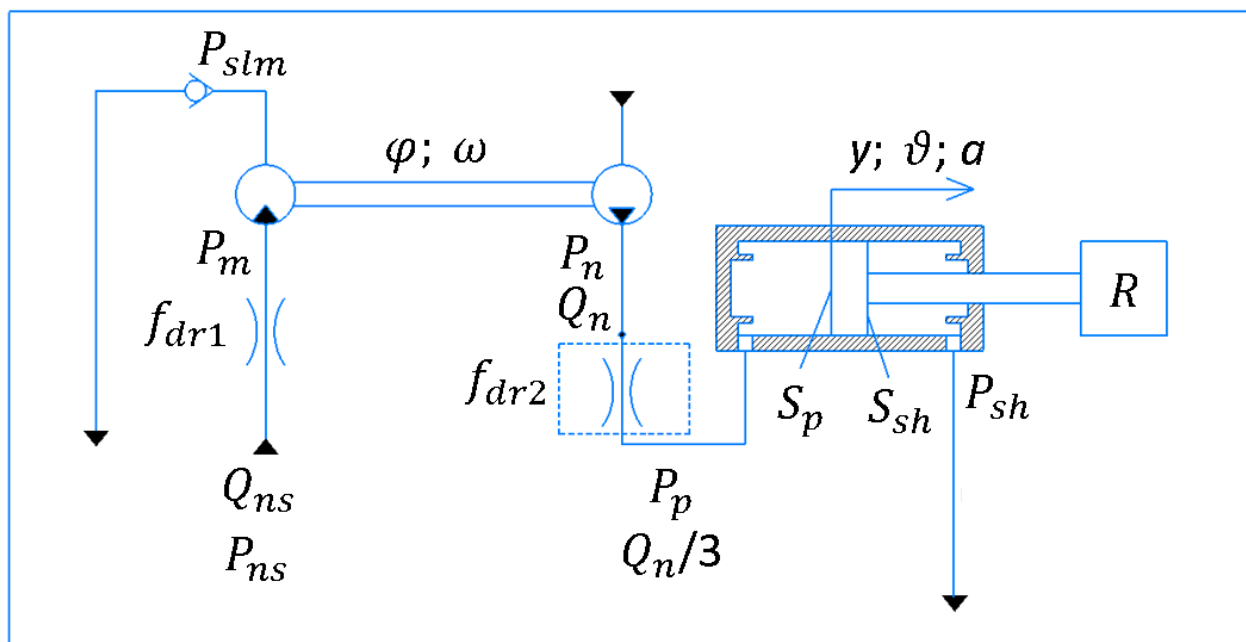


Рисунок 3 – Расчётная схема аварийной системы самолёта

При составлении математической модели принимается ряд типовых допущений [3]. Исходные данные подбираются на основании анализа параметров существующего гидравлического оборудования.

Математическая модель, описывающая статический режим работ аварийной системы самолета, представлена в виде системы алгебраических уравнений, в которую входят:

1. Уравнение неразрывности расхода через дроссель:

$$Q_{ns} = \mu_1 \cdot f_{dr1} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho_1} \cdot (P_{ns} - P_m)}, \quad [4], \quad \text{где } \mu_1 - \text{коэффициент расхода,}$$

ρ_1 – плотность рабочей жидкости в системе с мотором, P_m – давление, потребляемое гидравлическим мотором.

2. Уравнение неразрывности расхода через дроссель и гидромотор:

$$\mu_1 \cdot f_{dr1} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho_1} \cdot (P_{ns} - P_m)} = q_m \cdot n, \quad [4-5] \quad \text{где } n - \text{угловая скорость на валах}$$

БПМ;

3. Уравнение неразрывности расхода через насос и делитель потока:

$$q_n \cdot n = \frac{\mu_2 \cdot f_{dr2} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho_2} \cdot (P_n - P_p)}}{3}, \quad [5] \quad \text{где } \mu_2 - \text{коэффициент расхода, } \rho_2 -$$

плотность рабочей жидкости в системе с насосом, P_n – давление, нагнетаемое насосом.

4. Уравнение баланса сил на поршне гидроцилиндра:

$$k_{tr} \cdot P_p \cdot S_p = k_{tr} \cdot P_{sh} \cdot S_{sh} + R \quad [5], \quad \text{где } k_{tr} - \text{коэффициент трения}$$

скольжения поршня ГЦ, P_p – давление в поршневой полости ГЦ, P_{sh} – давление в сливной полости ГЦ.

5. Уравнение неразрывности расхода через полости гидроцилиндра:

$$Q_{sh} = Q_p = \frac{\mu_2 \cdot f_{dr2} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho_2} \cdot (P_n - P_p)}}{3}. \quad [5]$$

6. Уравнение баланса моментов БПМ:

$$M_n = \frac{q_n \cdot (P_n - P_{vs})}{2 \cdot \pi} \quad [6], \quad \text{где } M_n - \text{момент, развиваемый на валу насоса;}$$

$$M_m = \frac{q_m \cdot (P_m - P_{slm})}{2 \cdot \pi} \quad [6], \quad \text{где } M_m - \text{момент, развиваемый валом гидромотора;}$$

также стоит учитывать, что моменты мотора и насоса связаны через коэффициент k_1 формулой: $M_n = \frac{M_m}{k_1}$. Это обосновано тем, что теоретический расчёт БПМ начинается от насоса и зачастую теоретический момент мотора может получиться меньше. Дело в производстве механического и гидравлического коэффициентов полезного действия, которое не нарушает логику баланса моментов, при его передаче с вала мотора на вал насоса.

7. Уравнение неразрывности расхода через насос:

$$Q_n = q_n \cdot n; \quad [6] \quad \text{где } q_n - \text{рабочий объём насоса.}$$

Математическая модель, описывающая работу аварийной системы самолета, представлена системой дифференциальных уравнений и включает в себя:

1. Уравнение скорости изменения давления перед гидромотором:

$$\frac{dP_m}{dt} = \frac{E}{V_m} \left(\mu_1 \cdot f_{dr1} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot |P_{ns} - P_m|} - q_m \cdot \frac{d\varphi}{dt} \right) [7], \text{ где } \frac{dP_m}{dt} - \text{производная по}$$

времени от давления перед гидромотором; E – модуль объёмной упругости рабочей жидкости в системе с мотором; $\frac{d\varphi}{dt}$ – производная по времени от угла поворота вала БПМ или угловая скорость; V_m – объём рабочей жидкости в поршневой полости мотора.

2. Уравнение угловой скорости вала БПМ:

$$\frac{d^2\varphi}{dt^2} = \frac{1}{J} \left(q_m \cdot (P_m - P_{slm}) - M_n - k_{v1} \cdot \frac{d\varphi}{dt} \right), \text{ где } \frac{d^2\varphi}{dt^2} - \text{двойная производная}$$

от угла поворота вала БПМ или угловое ускорение; k_{v1} – коэффициент вязкого трения рабочей жидкости; J – момент инерции.

3. Уравнение неразрывности расхода через насос и делитель потока:

$$M_n = \frac{k_{v2} \cdot \frac{d\varphi}{dt}}{2 \cdot \pi} - \frac{q_n \cdot (P_n - P_{vs})}{2 \cdot \pi}, \text{ где } k_{v2} - \text{коэффициент вязкого трения рабочей}$$

жидкости.

4. Уравнение изменения расхода, вырабатываемого насосом:

$$q_n \cdot \frac{d\varphi}{dt} = \mu_1 \cdot f_{dr1} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot |P_n - P_p|} \cdot \frac{1}{3}, \text{ где } \mu_1 - \text{коэффициент расхода;}$$

ρ – плотность рабочей жидкости.

5. Уравнение скорости изменения давления в поршневой полости гидроцилиндра:

$$\frac{dP_p}{dt} = \frac{E}{V_p} \left(\mu_2 \cdot f_{dr2} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot |P_n - P_p|} \cdot \frac{1}{3} - \eta_0 \cdot S_p \cdot \frac{dy}{dt} \right) [7], \text{ где } \frac{dP_p}{dt} - \text{производная}$$

по времени от давления в поршневой полости гидроцилиндра; μ_2 – коэффициент расхода; η_0 – объёмный КПД гидроцилиндра.

6. Уравнение движения поршня гидроцилиндра:

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \frac{1}{m_p} \left(k_{tr} \cdot P_p \cdot S_p - k_{tr} \cdot P_{sh} \cdot S_{sh} - k_v \cdot \frac{dy}{dt} - R \right) [7], \text{ где}$$

k_{tr} – коэффициент трения скольжения; k_v – коэффициент вязкого трения рабочей жидкости; $\frac{d^2y}{dt^2}$ – двойная производная от перемещения поршня гидроцилиндра или его ускорение;

$\frac{dy}{dt}$ – производная от перемещения поршня гидроцилиндра или его скорость.

7. Уравнение скорости изменения давления в штоковой полости гидроцилиндра:

$$\frac{dP_{sh}}{dt} = \frac{E}{V_{sh}} \left(\eta_0 \cdot S_{sh} \cdot \frac{dy}{dt} - Q_{sh} \right) [7], \text{ где } V_{sh} - \text{объём жидкости в штоковой}$$

полости ГЦ.

По результатам численного интегрирования модели при различных значениях нагрузки были построены переходные характеристики (рисунок 4). При нагрузке, равной нулю, отчетливо наблюдается равномерное перемещение поршня гидроцилиндра за 0,5 секунды, при этом с ростом нагрузки падают его показатели скорости и ускорения. Также время выхода на установившийся расход увеличивается, а его показатель падает. При дальнейшем уменьшении

нагрузки происходит увеличение скорости, ускорения и расхода насоса на некоторую величину, что позволяет поршню быстрее выйти на максимальное перемещение. Давление, потребляемое гидромотором, после небольшого скачка выходит на теоретическое значение. То же самое происходит с давлением нагнетания насоса, но в менее ярко выраженной форме.

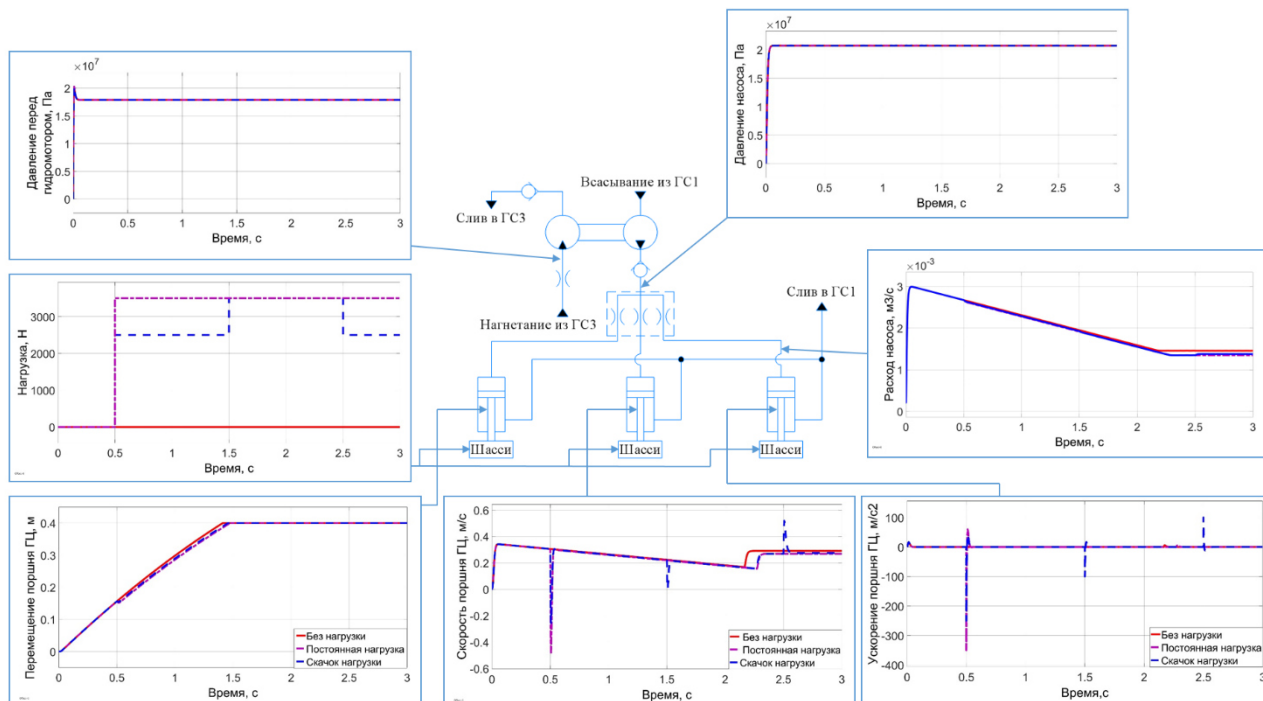


Рисунок 4 – Результаты моделирования аварийной системы выпуска/уборки шасси от БПМ

Заключение

Разработана математическая модель аварийного привода летательного аппарата, отражающая влияние нагрузок на исполнительные гидроцилиндры уборки/выпуска шасси. В этой модели может быть учтено 150...200 переменных, что дает возможность качественно и количественно наблюдать поведение системы как при действии возмущений, так и при взаимном влиянии отдельных элементов привода.

Использование в работе классической теории автоматического управления совместно с эмпирико-статистическими данными и оформлением результатов исследования в виде единой обобщенной базы с элементами автоматизации позволит реализовать концепцию новой фундаментально-методологической основы для проектирования устройств гидроавтоматики самолёта.

В заключение можно отметить, что к основным критериям, характеризующим совершенство нелинейной динамической модели любой системы как объекта управления, можно отнести следующие:

Точность воспроизведения динамических характеристик во всем диапазоне режимов работы и условий эксплуатации;

Возможность использования модели для анализа и синтеза сложных нелинейных систем как статических, так и на переходных режимах.

Данную работу характеризует не только принципиальная новизна подходов к решению прямых задач моделирования, но и направленность на создание банка моделей для моделирования процессов в предметной области.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Гидравлическая система самолёта // [Электронный ресурс]. – 2015. URL: <https://avia.pro/blog/gidravlicheskaya-sistema-samoleta> (дата обращения: 10.09.2023)
2. Фролов Г. К. Современные схемные решения аварийных приводов выпуска уборки шасси / Г. К. Фролов, В. К. Годовец // Молодёжный вестник УГАТУ: сборник трудов, Уфа, 2023 года. Уфа: ФГБОУ ВО «Уфимский университет науки и технологий», 2023. С. 132-138. – EDN KNYFQH
3. Введение допущений и ограничений // [Электронный ресурс]. – 2019. URL: <https://studfile.net/preview/7750615/page:7/> (дата обращения: 10.09.2023)
4. Баумт Т. М. Машиностроительная гидравлика справочное пособие издание 2-е, переработанное и дополненное. Москва: издательство «Машиностроение», 1971 г.
5. Расчет основных параметров аксиально-поршневой гидромашин // [Электронный ресурс]. – 2023. URL: <https://cyberpedia-su.turbopages.org/cyberpedia.su/s/34x2525.html> (дата обращения: 10.09.2023)
6. Фролов Г. К. Особенности предварительного расчёта гидромашин блока передачи мощности / Г. К. Фролов, В. А. Целищев, Н. А. Поляков // Гидравлические машины, гидроприводы и гидропневмоавтоматика: сборник трудов XXVI международной научно-технической конференцией, Москва, 07 декабря 2022 года. Москва: ФГБОУ ВО «Национальный исследовательский университет «МЭИ», 2022. С. 187-191. – EDN HCPLUC
7. Как написать математическую модель гидропривода // [Электронный ресурс]. – 2015. URL: <https://engineerandreev.livejournal.com/3441.html> (дата обращения: 10.09.2023)

УДК 621.452

АО «ОДК-АВИАДВИГАТЕЛЬ»: СЕГОДНЯ И ЗАВТРА

Хайрулин Т. Н.

*АО «ОДК-Авиадвигатель»
(г. Пермь)*

Аннотация. В статье приводится информация об истории развития, организационной структуре, производственной деятельности и актуальном состоянии серийных и перспективных продуктовых программ ведущего российского разработчика газотурбинных двигателей АО «ОДК-Авиадвигатель».

Ключевые слова: АО «ОДК-Авиадвигатель», авиационный двигатель, газотурбинная установка, пермская школа двигателестроения, гражданская авиация, транспортная авиация, газовые турбины для энергетики, газовые турбины для транспортировки газа.

JSC UEC-AVIADVIGATEL: TODAY AND TOMORROW

Khairulin T. N.

*United Engine Corporation-Aviadvigatel
(Perm)*

Abstract. The article provides information about the history of development, organizational structure, production and the actual state of serial and advanced product programs of the leading Russian developer of gas turbine engines JSC UEC-Aviadvigatel.

Keywords: JSC UEC-Aviadvigatel, aircraft engine, gas turbine power plant, aero-engine building school of Perm, civil aviation, transport aviation, gas turbine for power industry, gas turbine for gas transmission.

АО «ОДК-Авиадвигатель» – российское конструкторское бюро, входящее в состав «Объединенной двигателестроительной корпорации», разработчик газотурбинных двигателей для авиации, а также промышленных газотурбинных установок и электростанций на базе авиационных технологий.

Предприятие состоит из опытно-конструкторского бюро, опытного завода и имеет собственную инженерно-технологическую школу.

Опытно-конструкторское бюро включает конструкторские, расчётные, экспериментально-исследовательские подразделения, отделения информационно-вычислительных систем, измерительной техники и метрологии, летных испытаний, эксплуатации и внешних связей, совместно осуществляющих разработку и проектное сопровождение газотурбинных двигателей на всех этапах жизненного цикла.

На опытном заводе выполняется широкий спектр операций металлургического, механического, сборочного производств, создана экспериментально-испытательная база, включающая 5 стендов для испытаний полноразмерных двигателей и газотурбинных установок, а также 50 установок для поузловой доводки двигателей. В производстве используются автоматические системы по изготовлению литейных форм, роботизированные производственные комплексы, совместно с АО «ОДК-Пермские моторы» создан опытно-промышленный центр аддитивного производства, состоящий из 14 установок.

В АО «ОДК-Авиадвигатель» активно используются самые современные подходы к проектированию газотурбинной техники, включающие трехмерные методы для прочностных, тепловых и газодинамических расчетов. Опытно-конструкторское бюро и опытный завод объединены единой CAD/CAM системой проектирования, подготовки производства и изготовления.

За 83 года существования предприятия было разработано более 70 типов двигателей, из которых 41 тип (60%) производился серийно. Пермские двигатели поднимали на крыло лучшие самолеты Поликарпова, Лавочкина, Туполева, Ильюшина, Антонова, вертолеты Яковлева, Миля.

С 1934 по 1953 гг. конструкторское бюро возглавлял Швецов Аркадий Дмитриевич – первый главный конструктор, затем технический директор,

генеральный конструктор. Автор первого отечественного поршневого мотора М-11. Звездообразные моторы воздушного охлаждения, созданные под руководством А.Д. Швецова, внесли весомый вклад в победу советской авиации в годы Великой Отечественной войны и в становление гражданского воздушного флота в послевоенное время [1].

За 19 лет работы под руководством А.Д. Швецова было создано двадцать моторов, из которых пятнадцать пошли в серию. Например, серийный М-25 для отечественных довоенных истребителей Поликарпова стал первым двигателем, с которого начинается история пермского авиадвигателестроения. Двигатель АШ-62ИР устанавливался на легкий Ан-2 – единственный в мире самолет, который выпускался более 60 лет и до сих пор находится в эксплуатации. Создание АШ-73ТК стало значительным прорывом пермских конструкторов и повлекло освоение новейших технологий проектирования и производства авиационных поршневых двигателей [2]. Всего на предприятии было выпущено более 66 350 поршневых авиационных двигателей.

С 1953 по 1988 гг. конструкторское бюро возглавлял Соловьёв Павел Александрович – главный, затем генеральный конструктор. Один из основоположников газотурбинного двигателестроения, разработки которого легли в основу практического применения идеи двухконтурного двигателя, открывшего новое направление в авиадвигателестроении.

Двигатели, спроектированные под руководством П.А. Соловьева – это Д-20П, Д-25В, семейства Д-30 и Д-30КУ/КП, Д-30Ф6, ПС-90А – устанавливались на всемирно известные самолеты – Ла-5, Ла-7, Ту-2, Ту-4, Ли-2, Ан-2, Ил-12, Ил-14, Ту-124, Ту-134, Ил-62М, Ил-76, Ту-154М, МиГ-31, Су-47, М-55, Ил-96, Ту-204, Ту-214 и вертолеты Ми-4, Ми-6, Ми-10. Последний двигатель получил название «ПС» в честь своего создателя [3]. С 50-х годов XX века по настоящее время на предприятии выпущено более 20 тыс. газотурбинных двигателей, разработанных под руководством П.А. Соловьева, суммарная наработка которых составила более 95 млн час.

Сегодня под руководством управляющего директора-генерального конструктора АО «ОДК-Авиадвигатель», академика РАН Александра Александровича Иноземцева конструкторское бюро осуществляет новые прорывные проекты в интересах России.

Пермскими двигателями оснащены современные отечественные магистральные пассажирские и грузовые самолеты. Эти авиалайнеры надежны, безопасны, соответствуют всем современным и перспективным экологическим нормам и могут без ограничений летать во все страны мира. Самолеты с пермскими двигателями находятся на вооружении авиакомпаний «Волга-Днепр», «Авиастар-Ту», Silk Way Airlines, Cubana, Air Koryo и др. Пермские двигатели семейства ПС-90А поднимают в небо самолеты «Специального летного отряда «Россия» Администрации Президента и премьер-министра РФ.

На сегодняшний день на предприятии основными программами развития двигателей нового поколения для гражданской и транспортной авиации являются программы ПД-14, ПД-35 и ПД-8.

Программа ПД-14 направлена на создание унифицированного газогенератора для семейства перспективных двигателей с тягой от 10 до 16 тс для новых ближне-среднемагистральных самолётов и промышленных газотурбинных установок. Базовым объектом программы является авиационный двигатель ПД-14, предназначенный для семейства самолетов МС-21.

В рамках проекта ПД-14 были освоены и внедрены передовые технологические решения, такие как полая широкохордная титановая лопатка вентилятора, керамические покрытия на деталях горячей части, зубчатые колеса высокой точности из новых теплостойких сталей и корпус вентилятора из алюминиевого сплава с композитной баллистическостойкой оболочкой, а также другие перспективные технологии.

ПД-14 – это полностью отечественный двигатель, сертифицированный Росавиацией в 2018 году, а в декабре 2020 года совершивший свой первый полет на крыле самолета МС-21-310. В июле 2022 года состоялся сотый полет ПД-14 в рамках летных сертификационных испытаний самолета МС-21-310. В декабре 2022 года Росавиация одобрила главное изменение в типовую конструкцию самолета МС-21, связанное с установкой двигателя ПД-14.

Специалисты конструкторского бюро продолжают работу по снятию эксплуатационных ограничений ПД-14. Для этого были проведены различные испытания, в том числе по забросу «шквального» града повышенной концентрации для подтверждения соответствия двигателя требованиям CS-E 780 в части работоспособности в условиях облаков, содержащих ледяные кристаллы. В 2022 году получены одобрения главных изменений: «Увеличение ресурсов основных деталей двигателей ПД-14», «Установление соответствия типовой конструкции двигателя ПД-14 вновь введенным требованиям к параметрам эмиссии нелетучих твердых частиц по массе и количеству» и др.

Одновременно на предприятии реализуется программа «Двигатель ПД-35», целью которой является создание унифицированного газогенератора и семейства двигателей большой тяги в классе 24...38 тс для перспективных транспортных и пассажирских дальнемагистральных самолётов и промышленных газотурбинных установок, а также отработка технологий, необходимых для создания двигателей большой тяги в классе до 50 тс.

В рамках программы «Двигатель ПД-35» ведется разработка 20 критических технологий, проведена вторая сборка демонстрационного газогенератора, изготавливаются детали для двигателя-демонстратора технологий, идет подготовка стендовой базы АО «ОДК-Авиадвигатель» к испытаниям узлов и полноразмерного двигателя.

Двигатели большой тяги являются лидерами развития параметров и технологий в мировом авиадвигателестроении и всегда характеризовались повышенными требованиями к надежности и эксплуатационным

характеристикам. Ряд уникальных технологий, разрабатываемых в рамках программы ПД-35, таких как широкохордные рабочие лопатки вентилятора из полимерных композиционных материалов, полностью новый высокоэффективный компрессор высокого давления, новая высокотемпературная турбина высокого давления с деталями из жаропрочных композиционных материалов, малоэмиссионная камера сгорания нового поколения, соответствующая перспективным экологическим требованиям и другие перспективные технологии обеспечат конкурентоспособность новому двигателю при запуске в серию после 2030 г.

Программа ПД-35 реализуется при поддержке Президента и Правительства РФ. Создание двигателя ПД-35 поможет в реализации амбициозных проектов двигателестроительного кластера промышленности нашей страны. Двигатели семейства ПД-35 и разработанные в рамках программы ПД-35 технологии будут применяться в перспективных дальнемагистральных пассажирских и транспортных самолетах, создаваемых в том числе в международной кооперации, а также на промышленных и энергетических объектах.

В рамках программы «Двигатель ПД-8», главным разработчиком которой является ПАО «ОДК-Сатурн», пермское конструкторское бюро отвечает за разработку и организацию изготовления камеры сгорания, турбины высокого давления, центрального привода, коробки приводных агрегатов, угловой конической передачи, мотогондолы и воздушного стартера, а также за подготовку стендовой базы для испытаний двигателей и образцов материалов в рамках специальной квалификации. В 2022 году определен облик газогенератора, изготовлены комплекты узлов и агрегатов для инженерных и сертификационных испытаний ПД-8. В декабре 2022 года ПД-8 встал на крыло летающей лаборатории Ил-76ЛЛ.

Проектирование и производство двигателей на предприятии ведется с применением передовых ИТ-технологий – создана единая для конструкторского бюро и опытного завода САД/САМ система проектирования, подготовки производства и изготовления: проекты семейств перспективных двигателей ведутся полностью в электронном виде, также в электронном виде осуществляется обмен проектными данными и изменение документации между предприятиями корпорации. На предприятии внедрены сертифицированные ФСБ и ФСТЭК России средства защиты для всех видов информационного обмена, внедрен портал «Электронное дело изделия» корпоративной системы управления претензиями к качеству продукции, в эксплуатации находятся порталы проектов ПД-14, ПД-35 и электронная система документооборота.

Цифровые технологии внедрены на каждом этапе – с момента определения требований к будущему двигателю жизненный цикл изделия ведется в цифровом виде – оцифрованы все процессы, связанные с проектированием двигателя и оснастки, изготовлением деталей и сборочных единиц. Осуществляется автоматизированный контроль качества изделий, а

также сборка, комплектация и испытания изделий. В процессе эксплуатации ведется мониторинг эксплуатационных характеристик.

Наиболее объемные задачи проектирования решаются на вычислительном кластере, занимающем 2 место по вычислительной мощности среди предприятий авиапромышленности РФ. В составе кластера имеются несколько специализированных узлов визуализации результатов и подготовки расчетов и один специализированный узел для проведения акустических расчетов. Он позволяет решить широкий круг задач механики, такие как газодинамический расчет проточной части всего двигателя, моделирование обледенения или обрыв лопатки вентилятора, задачи газодинамики, например, моделирование распыла и горения в камере сгорания, и многие другие задачи, связанные с оптимизацией конструкций и моделированием процессов.

Несмотря на большое количество текущих проектов, в конструкторском бюро постоянно ведется поиск и разработка новых перспективных технологий и конструктивно-схемных решений для создания научно-технического задела, необходимого для обеспечения технологической независимости отечественного авиадвигателестроения и создания двигателя 6 поколения в будущем. Это такие технологии, как сверхмощный редуктор, жаропрочные сплавы с улучшенными свойствами, детали из полимерных композиционных материалов, новые технологии снижения шума и проектирования мотогондолы двигателя.

В связи с остро стоящим вопросом улучшения экологических показателей, на зарубежных и отечественных предприятиях пристальное внимание направлено на применение схем гибридных и полностью электрических силовых установок. Эти варианты, несмотря на значительное количество преимуществ перед классической схемой двигателя, несут в себе новые, ранее не рассматриваемые вопросы. Главная проблема, от решения которой зависит перспектива применения электрических двигателей в магистральной авиации – безопасное хранение электрической энергии на борту самолета.

Рассматриваются и менее радикальные способы совершенствования экологических характеристик авиационных двигателей – применение альтернативных видов топлива, например, метана, водорода или биологического топлива. Хотя удельная энергия на единицу массы метана близка к авиационному топливу, а водорода в 2,7 раза больше, при комнатной температуре они являются газами и должны храниться как криогенные жидкости или при высоком давлении. Вес резервуаров с большим давлением делает их непрактичными при применении доступных сегодня материалов. При криогенном хранении в виде жидкости водородное топливо требует в 10 раз большего объема, чем аналогичный объем авиационного топлива. Биологическое топливо лишено указанных недостатков, однако по стоимости изготовления в настоящий момент значительно проигрывает традиционным видам топлива [4]. Таким образом, применение альтернативных видов топлива на данный момент также сталкивается со значительными проблемами, которые будут решаться в будущем.

Одним из отдельных и важных направлений деятельности предприятия с середины 1990-х годов является производство газотурбинных установок (ГТУ) на основе авиационных двигателей Д-30 и ПС-90А. ГТУ применяются в качестве привода нагнетателей газа в составе газоперекачивающих агрегатов и в качестве привода генераторов в составе газотурбинных электростанций.

Так с 1992 года конструкторским бюро созданы два семейства газотурбинных установок для газоперекачивающих и энергоагрегатов от 2,5 до 6 МВт и от 10 до 25 МВт. На 1 сентября 2023 года серийно произведено 1253 газовые турбины промышленного назначения, их суммарная мощность превысила 16 000 МВт, наработка на объектах эксплуатации превысила 41 млн часов.

Установки, разработанные в «ОДК-Авиадвигатель» и серийно производящиеся в «ОДК-Пермские моторы», участвуют в значимых проектах: «Северный поток», «Сила Сибири», «Ямал» и др. Объекты, на которых эксплуатируется пермское газотурбинное оборудование – это линейные компрессорные станции магистральных газопроводов, дожимные компрессорные станции на месторождениях и станции подземных хранилищ газа, а также электростанции собственных нужд на месторождениях нефти и газа крупных промышленных предприятий. Такие установки, работающие на попутном нефтяном газе, помогают утилизировать его и делают бизнес заказчиков более экологичным и прибыльным.

Главные заказчики пермских установок – ПАО «Газпром», ПАО «ЛУКОЙЛ», ПАО «НК «Роснефть», ПАО «Сургутнефтегаз», ПАО «НОВАТЭК» и др. Пермские газотурбинные установки надежно работают в любых климатических условиях на территориях от Республики Беларусь до острова Сахалин, от центральных областей Турции до побережья Карского моря. «ОДК-Авиадвигатель» первым среди поставщиков газотурбинного оборудования внедрил сервисное обслуживание энергоагрегатов с оплатой за фактически отработанный машино-час. Помимо ремонта, программа обслуживания включает в себя выдачу рекомендаций по работоспособности энергоагрегата, обучение персонала и консультации заказчиков по вопросам эксплуатации.

В настоящее время по заказу ПАО «Газпром» разрабатываются двигатели промышленного назначения на базе газогенератора ПД-14 мощностью 12 и 16 МВт, оснащенные малоэмиссионной камерой сгорания (МЭКС), снижающей уровень выброса вредных веществ. Полным ходом ведется работа над МЭКС для промышленных модификаций двигателя ПС-90А мощностью 16 и 25 МВт. На объектах ООО «Газпром трансгаз Чайковский» уже успешно эксплуатируется ГТУ-16ПМ с МЭКС, а также успешно прошла испытания ГТУ-25ПМ с МЭКС.

Специалисты «ОДК-Авиадвигатель» готовы к реализации новых сложных проектов. Молодой, высокоинтеллектуальный коллектив предприятия, опираясь на мощные традиции пермской конструкторско-технологической школы, реализует ее богатый потенциал. Многолетний успешный опыт проектирования и внедрения в серийное производство и

эксплуатацию новых двигателей, накопленный пермской конструкторской школой за 83 года, дает уверенность в том, что все проекты «ОДК-Авиадвигатель» будут успешно реализованы.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. 24 января – 130 лет со дня рождения конструктора авиационных двигателей Аркадия Дмитриевича Швецова // [Электронный ресурс] – URL: <http://www.archive.perm.ru/about/news/24-yanvary-a-130-let-so-dnya-rozhdeniya-konstruktora-aviatsionnykh-dvigatelay-arkadiya-dmitrievicha-sh/> (дата обращения: 10.10.2023)
2. «Вечный» самолет Ан-2 // [Электронный ресурс] – URL: <http://avia-simply.ru/vechnij-samolet-an-2/> (дата обращения: 10.10.2023)
3. Павел Соловьев. Дело жизни / АО «ОДК-Авиадвигатель», ООО «Медиа-Эйр». Пермь, 2017. 224 с.
4. Epstein, Alan H. Aeropropulsion for Commercial Aviation in the Twenty-First Century and Research Directions Needed // AIAA Journal, vol. 52, No. 5, May 2014.

УДК 629.036

ВИБРАЦИОННОЕ СОСТОЯНИЕ РОТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Ходацкий С. А., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Вибрации роторов авиационных двигателей вызываются неуравновешенными силами, возникающими из-за попадания посторонних предметов в воздушный тракт двигателя, погрешности изготовления деталей, сборки роторов, разрушения лопаток, выработки беговых дорожек опорных подшипников и др.

К конструктивным причинам можно отнести, например, особенности способов соединения секций роторов (разъемность или неразъемность этих соединений), которые могут вызвать повышение вибраций из-за резонирования.

Погрешности в изготовлении деталей, неточная сборка узлов двигателя относятся к технологическим причинам появления колебаний. Это может стать причиной появления значительных дисбалансов и, как следствие, высокого уровня вибрации.

В процессе работы двигателя, особенно на не стационарных режимах, возрастают нагрузки на элементы ротора, нагрузки носят знакопеременный характер. Все это приводит к росту вибрации.

Высокий уровень вибрации может вызывать появление целого ряда опасных неисправностей. Это обусловлено нарушением работоспособности отдельных узлов и агрегатов двигателя и его систем из-за изменения зазоров в элементах конструкции, ухудшения условий работы.

Поэтому оценка вибрационного состояния роторов является важным фактором в вопросе обеспечения надежности двигателя.

Ключевые слова: авиационный двигатель, вибрация, напряжения, ротор, экспериментальная установка, коэффициент виброперегрузки.

VIBRATION STATE OF ROTORS OF AVIATION GAS-TURBINE ENGINES

Khodatsky S. A., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. Vibrations of aircraft engine rotors are caused by unbalanced forces arising due to the entry of foreign objects into the air path of the engine, errors in the manufacture of parts, assembly of rotors, destruction of blades, wearing of tread ways of support bearings, etc. [3].

Structural reasons can include, for example, the peculiarities of the ways of connecting rotor sections (detachability or non-detachability of these connections), which can cause an increase in vibrations due to resonance).

Errors in the manufacture of parts, inaccurate assembly of motor units are among the technological causes of vibrations. It can cause significant imbalances and, as a consequence, high vibration levels.

In the process of engine operation, especially in non-stationary modes, the loads on the rotor elements increase, the loads are alternating in nature, leading to an increase in vibration.

High level of vibration can cause a number of dangerous malfunctions. It is caused by the failure of performance of individual units and assemblies of the engine and its systems due to changes in the clearances in the elements of the structure, deterioration of operating conditions.

Therefore, the assessment of the rotors vibration state is an important factor in the issue of ensuring the reliability of the engine.

Keywords: aircraft engine, vibration, stresses, rotor, experimental setup, vibration overload coefficient.

Анализ вибросостояния двигателей по данным полетной информации показывает, что уровни виброскоростей на исправных двигателях незначительно увеличиваются по наработке. Основным источником вибрации двигателя на самолете является вращающийся ротор двигателя, который можно рассматривать как систему, состоящую из упругого вала и закрепленных на нем дисков, обладающих определенной массой. Такая система способна совершать колебания в случае воздействия на нее периодически изменяющихся нагрузок.

Оценка технического состояния авиационных ГТД по уровню вибрации позволяет на ранней стадии технической эксплуатации обнаружить неисправности отдельных элементов и узлов. Это прежде всего связано с анализом спектра вибрации и его изменении в процессе эксплуатации [1].

На графике (рис. 1) представлена зависимость центробежной силы $F_{ц}$ от величины дисбаланса [2].

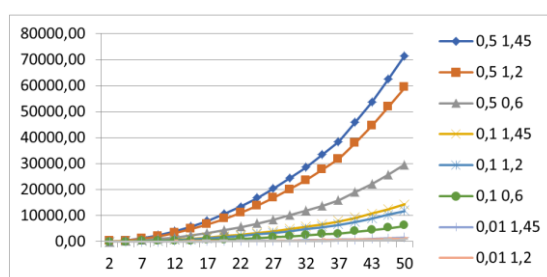


Рисунок 1 – Зависимость центробежной силы $F_{ц}$ (Н) от величины дисбаланса

Дисбаланс составлял 0,01, 0,1 и 0,5 кг при различной величине радиуса крепления груза – 0,6 м, 1,2 м и 1,45 м.

Следует отметить, что влияние центробежной силы пропорционально квадрату частоты вращения ротора и радиусу диска. Это обстоятельство существенно сказывается и на влиянии дисбаланса. Это подтверждает тот факт, что для турбовентиляторных двигателей, длина лопатки которых достигает до 1,5 метра, малейшее приращение массы на конце лопатки приводит к значительным нагрузкам на опору вследствие увеличения центробежной силы.

Следует отметить, что повреждение лопаток вентилятора посторонними предметами и, как следствие, нарушение геометрических характеристик лопатки, сколы пера лопатки могут привести к изменению центров масс лопаток и повышению вибрации двигателя.

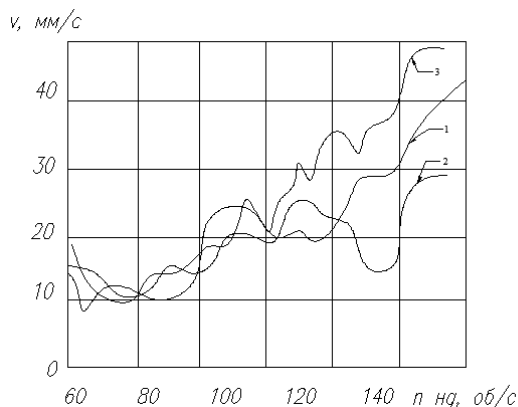
Если вибрация зависит от режима работы двигателя, то это может быть следствием либо появления (режимного) теплового дисбаланса, либо изменения жесткости опорной системы. Наиболее надежно эти причины дифференцируются методами балансировки.

Влияние дисбаланса ротора можно снизить путем статической и динамической балансировки ротора.

Если причиной изменения вибрации под нагрузкой является снижение жесткости опор, которое не может быть устранено доступными средствами, то снижение вибрации под нагрузкой возможно путем тщательной балансировки на соответствующем режиме.

Важную роль в диагностике причин вибрации имеет определение места и величины дисбаланса, вызывающего вибрацию. Методами балансировки можно определить совокупность уравновешивающих грузов, компенсирующих повышенную вибрацию. Уравновешивающие грузы располагаются преимущественно противоположно исходному дисбалансу, таким образом, с достаточной достоверностью может быть определен дисбаланс, вызывающий повышенную вибрацию.

На графике (рис. 2) показана виброскорость, измеренная при разбалансировке ротора низкого давления на трех одинаковых двигателях при разных массах искусственно внесенного дисбаланса на вентилятор [2].

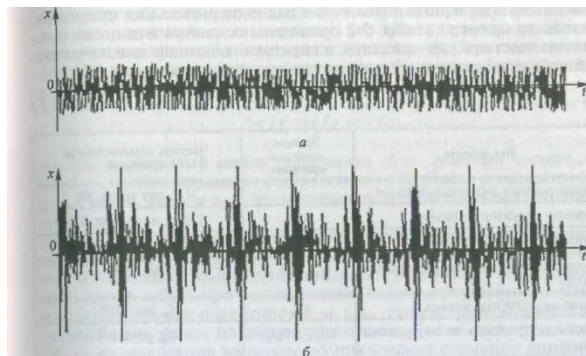


1 – дисбаланс 140 г см; 2 – дисбаланс 160 г см; 3 – дисбаланс 200 г см;

Рисунок 2 – Зависимость виброскорости от величины дисбаланса

Анализ приведенных зависимостей показывает, например, что первоначальный всплеск вибрации наблюдается вблизи режима «малого газа». Далее уровень вибрации медленно растет, достигая максимальных значений вблизи максимального режима. При этом, чем больше уровень дисбаланса, тем выше уровень вибрации.

На рисунке 3 приведен уровень вибрации для исправного и неисправного подшипника ротора двигателя.



а – исправный; б – неисправный

Рисунок 3 – Вибрация подшипника

Из рисунка следует, что для исправного подшипника уровень вибрации носит равномерный характер. Для неисправного подшипника характерны периодические всплески уровня вибрации.

Расчет изгибных колебаний ротора представляет собой сложную задачу, поэтому для облегчения расчета принято заменять реальный ротор со сложным распределением масс и упругих элементов более простой динамически эквивалентной системой.

Такая система состоит из упругого вала, не обладающего массой, и ряда насаженных на вал дисков с определенными массовыми моментами инерции.

Уравнение колебательного движения имеет вид (согласно: Лозицкий Л.П. [и др.]. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей. М.: Воздушный транспорт, 1992. 535 с.):

$$p^4 m J_3 \Delta - p^2 (m a_{11} + J_3 a_{22}) + 1 = 0 ,$$

где $\Delta = a_{11} a_{22} - a_{12}^2$ – соотношение коэффициентов податливости.

Частотное уравнение является биквадратным уравнением относительно частоты p , имеющее два действительных и два мнимых корня. Действительные корни соответствуют двум частотам собственных колебаний:

$$p_{1,2} = \sqrt{\frac{m a_{11} + J_3 a_{22} \pm \sqrt{\left(m a_{11} + J_3 a_{22} \right)^2 - 4 m J_3 \Delta}}{2 m J_3}} ,$$

где p_1 – частота собственных колебаний ротора по первой (низшей) форме ($y_0 > 0, \alpha_0 > 0$);
 p_2 – частота собственных колебаний ротора по второй форме ($y_0 > 0, \alpha_0 < 0$).

На кафедре Летательных аппаратов и двигателей Иркутского филиала МГТУ ГА были созданы экспериментальные установки для исследования вибрационного состояния ротора двигателя.

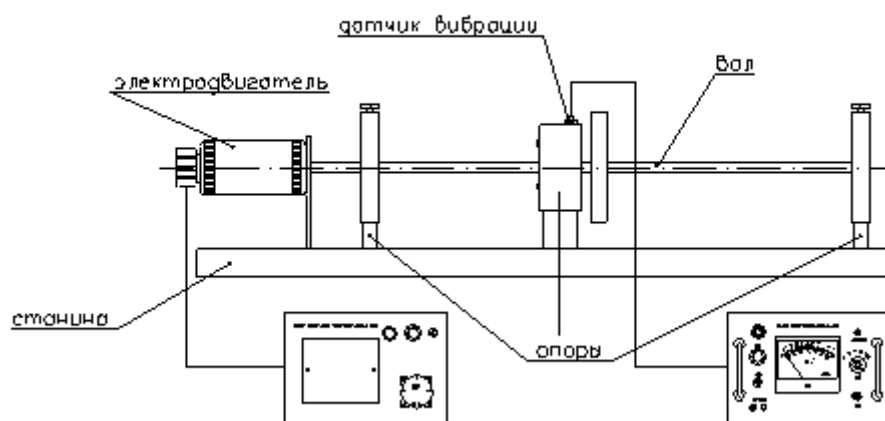


Рисунок 4 – Экспериментальная установка

Экспериментальная установка состоит из станины, на которой на опорах расположен вал с диском. Диск симметричен относительно плоскости опор. На средней опоре расположен ограничитель прогибов. На ограничителе прогибов вала располагается датчик вибрации, сигнал от которого передается на блок вибрации. Датчик пьезоэлектрического типа, поэтому на указатель блока вибрации выводится уровень виброперегрузки. Раскрутка ротора проводится электродвигателем. Частота вращения электродвигателя регулируется реостатом.

Указатель частоты вращения на блоке управления показывает текущее значение частоты вращения. На диске выполнено отверстие для постановки балансировочных грузов. Меняя массу грузиков, можно изменять величину дисбаланса ротора.

Ротор в опорах подвешен на пружинах, жесткость которых можно изменять с помощью центрирующих болтов. Полная затяжка свидетельствует о максимальной жесткости ротора.

Было проведено расчетное и экспериментальное исследования вибрационного состояния ротора.

Исходными данными для расчета были: модуль упругости $E = 2 \cdot 10^{11}$ Па; плотность $\rho = 8,1 \cdot 10^3$ кг/м³; длина вала $\ell_g = 0,85$ м; масса диска $m_d = 11,9$ кг; диаметр вала $d_v = 22 \cdot 10^{-3}$ м.

Была определена критическая частота вращения ротора. Расчет критической частоты вращения с учетом массы вала и диска показал, что величина критической скорости вращения составляет 1111 об/мин. Расчет

критической частоты вращения по формуле Дюнкерля (согласно: Лозицкий Л.П. [и др.]. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей. М.: Воздушный транспорт, 1992. 535 с.) показал, что величина критической скорости вращения составляет 1265 об/мин.

Следует отметить, что критическая частота вращения зависит от характеристик ротора и опор (податливости опор, длины ротора, диаметра вала, массы вала и расположенных на нем дисков).

Определение критической частоты вращения показало, что результаты расчетов существенно не отличаются друг от друга.

Как правило, в стандартный набор технических средств для измерений и обработки вибрационных сигналов входят (рисунок 5):

- датчики измерения вибрации (вибрационные датчики);
- усилительно-преобразующая и дополнительная аппаратура.

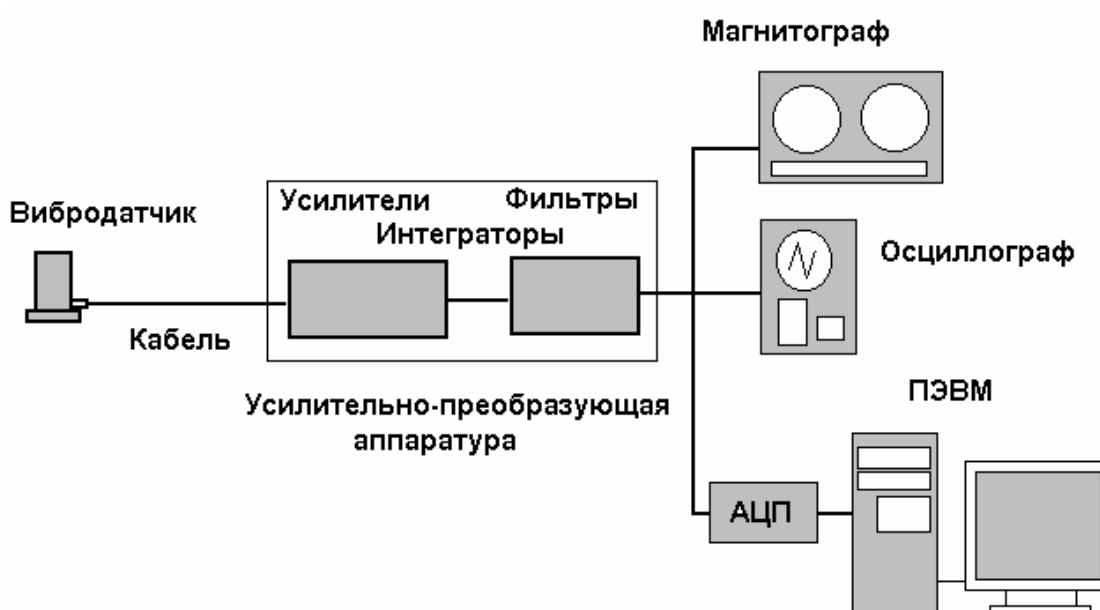
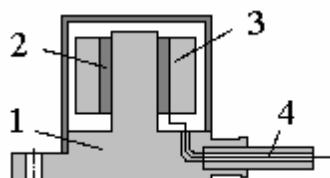


Рисунок 5 – Аппаратура для проведения измерений вибрации

Для измерения уровня вибрации используются индукционные и пьезоэлектрические датчики.

Конструктивная схема пьезоэлектрического датчика показана на рисунке 6.



- 1 – основание; 2 – пьезоэлемент; 3 – инерционный элемент;
4 – кабель с изоляцией

Рисунок 6 – Пьезоэлектрический датчик

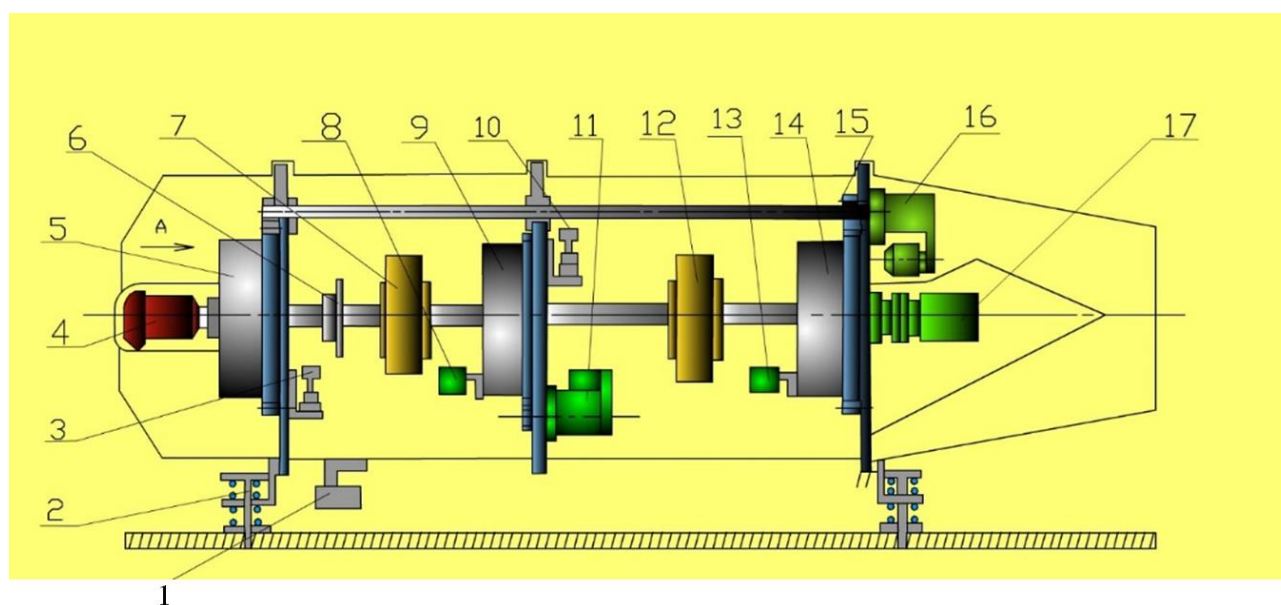
При деформации пьезоэлемента сигнал, пропорциональный перемещению, передается на аппаратуру контроля.

Конструкция пьезоакселерометров зависит от их назначения, условий работы, частотного диапазона, в котором проводятся измерения.

Следует отметить, что при колебаниях ротора через опоры в колебательный процесс вовлекается и корпус.

Колебания с ротора передаются на подшипник и далее, на элементы статора. Такие колебания называются связанными.

Схема экспериментальной установки с учетом связанных колебаний ротора и корпуса приведена на рисунке 7.



- 1 – датчик перемещения корпуса; 2 – узлы крепления; 3 – датчик вибрации; 4 – электродвигатель; 5 – 5, 9, 14 – опоры; 6 – устройство изменения дисбаланса; 7, 12 – диски; 8, 13 – датчики перемещений; 11, 16 – электродвигатель

Рисунок 7 – Схема экспериментальной установки

Ротор модели ГТД имеет три опоры. Наружная обойма подшипников опирается на корпус при помощи пружины, силу затяжки которых можно изменять. Управление электродвигателями, производящими изменение силы затяжки, производится с пульта управления. Диски ротора жестко закреплены цанговыми замками. В качестве опор применены сферические двухрядные подшипники. Пульт управления лабораторной установкой используется тот же, что и в лабораторной установке по исследованию изгибных колебаний ротора. Привод ротора осуществляется электродвигателем постоянного тока. Изменение режима работы производится реостатом, установленным на пульте управления.

Модернизация экспериментальной установки проведена путем установки системы изменения жесткости опор и системы измерения вибрации ТИК-ВТ.

Сигнализатор ТИК-VТ (в дальнейшем – сигнализатор или прибор) предназначен для непрерывного контроля в автоматическом режиме технических параметров технологического оборудования (согласно Руководству по эксплуатации «Сигнализатор-измеритель ТИК-VТ, раздел 4. Пермь, ОООНПП «ТИК», 2014. 5 с.).

Прибор может комплектоваться каналами контроля виброскорости, температуры и другими каналами в произвольном соотношении в пределах от одного до восьми.



Рисунок 8 – Экспериментальная установка со средствами измерения

В качестве индикаторов блока сигнализации используются семисегментные светодиодные индикаторы и световые индикаторы по каждому каналу, обеспечивающие отсчет трех цветовых градаций состояния входных параметров.

Сигнал блокировки вырабатывается при превышении параметром аварийной уставки в течение настраиваемого времени. Первоначальная задержка (на включение прибора вместе с агрегатом) устанавливается в пределах от 0,5 до 127 с.

Питание прибора осуществляется от вторичной сети переменного тока (100..240) В, 50 Гц либо от сети постоянного тока 24 В±5%.

Реле блокировки предназначено для выдачи сигнала отключения оборудования на внешние цепи автоматики при недопустимых уровнях значений контролируемых параметров.

Блок питания прибора выполнен на интегральном преобразователе с диапазоном входных напряжений 90 – 260 В.

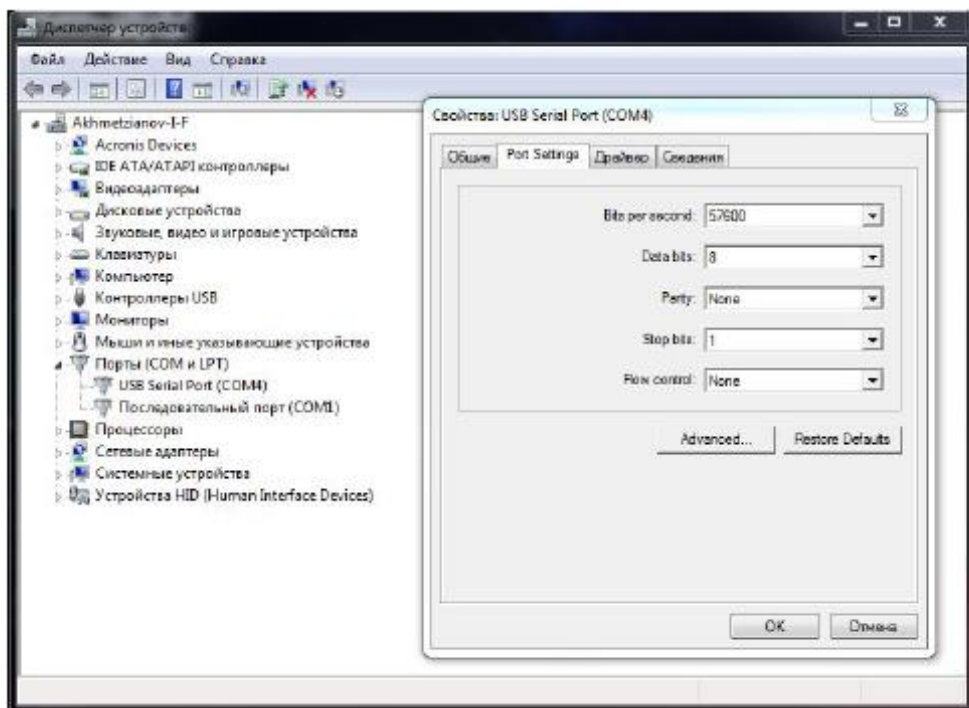


Рисунок 9 – Общий вид экрана

Чтение значений и уставок

	КАНАЛ 1	КАНАЛ 2	КАНАЛ 3	КАНАЛ 4
Виброскорость	Неисправность	0.0 мм/сек	Неисправность	Неисправность
Предупредительная верхняя уставка	25.0 мм/сек	25.0 мм/сек	25.0 мм/сек	25.0 мм/сек
Аварийная верхняя уставка	50.0 мм/сек	50.0 мм/сек	50.0 мм/сек	50.0 мм/сек

Рисунок 10 – Установка ограничений

Изменение виброскорости показано на рисунке 11.



Рисунок 11 – Изменение виброскорости

В таблице 1 приведены результаты экспериментальных исследований.

Таблица 1 – Оценка критической частоты вращения и виброускорения при различной жесткости опор

Параметр	Жесткость опор С, %		
	0	15%	20%
$n_{кр}$, об/мин	1650	1685	1750
K_j	8,4	9,2	11,1

Таблица 2 – Оценка критической частоты вращения и виброускорения при различном дисбалансе и жесткости опор

Параметр	Дисбаланс, г. (С=0%)		
	0	10	15
$n_{кр}$, об/мин	1650	1650	1650
K_j	8,4	10,1	12,3

Таблица 3 – Оценка критической частоты вращения и коэффициента перегрузки при различном дисбалансе и жесткости опор

Параметр	Дисбаланс, г. (С=15%)		
	0	10	15
$n_{кр}$, об/мин	1750	1750	1750
K_j	9,2	10,6	13,3

По результатам экспериментальных исследований можно сделать следующие выводы:

С увеличением жесткости опор величина критической частоты вращения и виброускорение возрастают. Поэтому для авиационных роторов необходимо применять опоры с упругими элементами или опоры с нелинейными характеристиками.

При увеличении дисбаланса ротора величина критической частоты вращения и виброускорение возрастают. При этом влияние дисбаланса ротора больше проявляется при большей жесткости опор.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Легконогих Д. С. Оценка технического состояния авиационных ГТД на основе фрактального анализа уровня вибрации / Д. С. Легконогих, В. А. Москаев // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2021. Т. 25, № 1(91). С. 41-49. – EDN ZXPDEA.
2. Гусаров А. А. Колебания и уравнивание роторов. М.: «Наука», 1973. 144 с.
3. Ходацкий С. А. Влияние вибраций ротора ГТД на техническое состояние межвального подшипника / С. А. Ходацкий, Ю. А. Караваев // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2018. № 4. С. 31-41. – EDN VRPITO.

РЕГУЛИРУЕМЫЙ БЛОК ПЕРЕДАЧИ МОЩНОСТИ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Целищев В. А.¹, д-р техн. наук
Кудерко Д. А.², канд. техн. наук
Поляков Н. А.²

¹*Уфимский университет науки и технологий
(г. Уфа)*

²*АО «Технодинамика»
(г. Москва)*

Аннотация. Аварийные гидравлические системы содержат блоки передачи мощности, которые применяются в системах обеспечения уборки/выпуска шасси пассажирских самолетов. Сложный характер внешних воздействий на работу гидродвигателей системы уборки/выпуска шасси при аварийной ситуации, неоднозначные характеристики двух независимых контуров гидросистемы самолета, связанных между собой блоком передачи мощности, вынуждают разрабатывать различные устройства коррекции статических и динамических характеристик блока передачи мощности. Представлены модели и результаты моделирования вариантов коррекции характеристик аварийного привода выпуска шасси самолета комбинированным устройством обратной связи. Показано увеличение быстродействия привода системы уборки/выпуска шасси, влияние на работу регулятора конструктивных параметров его устройств.

Ключевые слова: аварийный гидравлический привод, блок передачи мощности, устройства коррекции, математические модели.

ADJUSTABLE POWER TRANSFER UNIT OF A PASSENGER AIRCRAFT

Tselishchev V. A.¹, Doctor of Technical Sciences
Kuderko D. A.², Candidate of Technical Sciences
Polyakov N. A.²

¹*Ufa University of Science and Technologies
(Ufa)*

²*JSC "Technodinamika"
(Moscow)*

Abstract. Emergency hydraulic systems contain power transfer units used for retracting/releasing the landing gear of passenger aircraft. The development of various devices for correcting static and dynamic characteristics of the power transfer unit is needed because of complex nature of external influences on the operation of the hydraulic motors of the retracting/releasing landing gear system in an emergency situation and the ambiguous characteristics of two independent circuits of the aircraft hydraulic system connected by a power transfer unit. Models and simulation results of options for correcting the characteristics of the emergency landing gear release drive by a combined feedback device are presented. A speed increase of the retracting/releasing landing gear drive and the influence on the controller operation of the drive devices design parameters are shown.

Keywords: emergency hydraulic drive, power transfer unit, correction devices, mathematical models.

Введение

Блок передачи мощности (БМП или Power Transfer Unit – PTU) предназначен для передачи энергии от одной гидравлической системы самолета к другой в аварийной ситуации. Зачастую эта энергия направлена на контур управления уборкой/выпуском шасси самолета.

Основа для начала работы блока передачи мощности – это резкие колебания расхода жидкости в гидросистеме, происходящие в аварийной ситуации. Запуск блока в аварийной ситуации осуществляется по команде на клапан включения, обеспечивая приемлемые условия работы для одной гидросистемы и достаточные для другой.

Типовой блок передачи мощности состоит из двух нерегулируемых аксиально-поршневых гидромашин: гидромотора и жестко связанного с ним валом насоса (рисунок 1). 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, создает давление питания для работы гидродвигателей выпуска шасси и заставляет их работать со скоростью, обеспечиваемой подачей насоса.

Использование в схемах БПМ нерегулируемых объемных гидромашин (гидромотор, приводящий в действие насос) является недостаточно эффективным решением для обеспечения стабильных энергетических характеристик и устойчивых динамических и управляющих характеристик.

В [1-3] рассмотрены схемные решения и особенности функционирования блоков передачи мощности. Представлен анализ существующих на сегодняшний день проблем и возможностей совершенствования такого рода агрегатов. Выявлены возможные направления дальнейшего развития блоков передачи мощности. В частности, выделены направления по повышению давления, снижению газосодержания жидкости, использованию регуляторов мощности насоса, уменьшению зазоров, снижению шума и температур, внедрению интеллектуальной составляющей. Описаны возможности при установке регуляторов мощности, их разнообразные схемные решения и принципы работы. Представлены характеристики регуляторов, работа которых основана на принципе чувствительности к нагрузке, возможности использования этих регуляторов для оптимизации работы блока передачи мощности, а, значит, и повышения точности, устойчивости, управляемости всей гидравлической системы летательного аппарата.

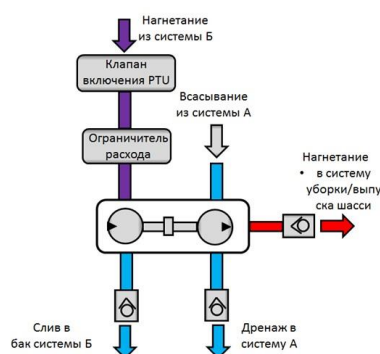


Рисунок 1 – Блок передачи мощности в гидросистеме самолета

Развитие конструктивно-компоновочных и эксплуатационных характеристик блоков передачи мощности перспективных самолетов гражданского назначения сдерживается отсутствием методик выбора параметров и оценке взаимодействия БМП с контурами гидросистемы самолета в аварийном режиме работы. Следуя по пути совершенствования работы блока передачи мощности, необходимо достичь оптимального соотношения технических характеристик для наиболее точного соответствия основным рабочим режимам с учетом случайных внешних воздействий.

Современный подход к созданию высокоэффективных систем управления полетом гражданского самолета, его взлетом и посадкой, особенно в аварийном режиме, совершенно не находит отражение в эксплуатации существующих и в разработке новых типов самолетов. Не определены требования к динамическим характеристикам БПМ (точности, устойчивости, управляемости), не представлены обоснованные требования к работе гидродвигателей шасси, их скорости уборки/выпуска, требования к согласованию синхронизации работы гидродвигателей, требования к изменению характеристик в результате возникновения случайных внешних воздействий.

Цель исследования заключается в моделировании нового схемного решения блока передачи мощности с комбинированным регулятором характеристик.

Задачей исследования является анализ результатов моделирования работы блока передачи мощности с регулятором по давлению, являющегося одним из компонентов комбинированного регулятора.

Моделирование работы регуляторов блока передачи мощности

Для формирования требований взаимодействия оборудования обеспечения работы аварийного блока передачи мощности с совокупностью пилотажных электронных систем (авионики), устанавливаемых на борту воздушного судна, следует продумать вопросы интеграции датчиков и регуляторов БМП с интеллектуальной системой управления самолета, управлением работоспособностью регуляторов. Время выпуска/уборки шасси пассажирских самолетов обычно не превышает 10 с и определяется массогабаритными и аэродинамическими характеристиками самолета. Но зачастую мощность БПМ, предназначенных для выпуска/уборки основного шасси, не характеризуется, как это ни странно, взлётной массой самолётов и не отражает желаемый подход к проектированию адаптируемого по характеристикам БПМ под конкретную гидросистему самолета.

На рисунке 2 представлены возможные решения использования регуляторов системы автоматики БМП, направленные на улучшение статических и динамических характеристик.

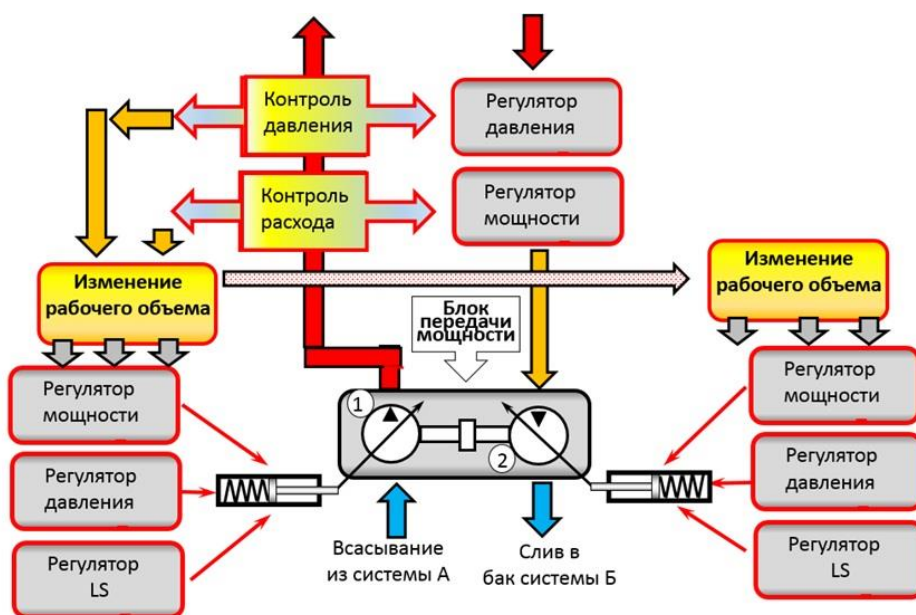


Рисунок 2 – Регуляторы системы автоматизации блока передачи мощности

Как принято при совершенствовании работы гидравлических трансмиссий, в основу организации обратных связей принимается так называемая «чувствительность» по нагрузке (LS). Контроль давления в аварийной системе (см. рисунок 2) позволяет определить величину действительных нагрузок в линии управления работой гидродвигателей уборки/выпуска шасси. Аналогично может быть получен сигнал по производной от величины нарастания давления, вызванного действием случайных динамических нагрузок. В качестве информационных сигналов изменения параметров давления могут быть использованы электронные датчики давления и производной по давлению. Но можно использовать традиционные и надежные гидромеханические датчики давления и производной этой величины.

Информационный сигнал по давлению в системе управления уборкой/выпуском шасси можно использовать для обеспечения работы регуляторов характерного рабочего объема насоса или гидромотора. В схеме с блоком передачи мощности представляют интерес регуляторы давления, мощности и LS регулирования. Особенности использования таких регуляторов на основании разработок автора будут представлены ниже.

Регулирование характеристик гидромотора основано на обеспечении его работы от одной подсистемы в соответствии с потребностью реализации нагрузок насосом второй подсистемы. При этом за счет изменения характерного рабочего объема гидромотора меняются обороты гидромотора и, соответственно, обороты насоса второй подсистемы.

Регулирование характеристик насоса основано на обеспечении изменения его производительности/давления за счет изменения характерного рабочего объема насоса в зависимости от потребностей гидродвигателей подсистемы. При этом целесообразно обороты гидромотора, приводящего в действие насос, поддерживать постоянными.

Определенный интерес представляют решения, где информацию о действительных нагрузках на исполнительных гидродвигателях от датчиков контроля давления (или производной по давлению) направляют на изменение режима работы гидромотора, регулируя и ограничивая подачу рабочей жидкости к гидромотору в зависимости от потребностей. Данные схемы реализованы авторами в патентах [4, 5]. На рисунке 3 представлена схема комбинированного устройства обратных связей регулируемого блока передачи мощности.

Принцип работы регулятора с обратной связью по давлению заключается в следующем. При включении в работу потребителей (исполнительных гидродвигателей) давление в нагнетательной линии насоса 1 меняется. Величина давления, отражающая действительные нагрузки на потребителях первой подсистемы, снижается пропорционально в дросселе 5 до величины давления управления многопозиционным дросселирующим гидрораспределителем 6, определяющего подачу рабочей жидкости от второй подсистемы к гидромотору 3. Несмотря на работу гидрораспределителей 6 от двух подсистем, рабочие жидкости не смешиваются. Повышение быстродействия привода достигается за счет передачи информации о действительной нагрузке на гидродвигателях при уборке/выпуске шасси в виде гидравлического сигнала, подаваемого на гидрораспределитель 6 и, через гидромотор 3, соответственно на насос 1 для компенсации изменения нагрузки, что сокращает время переходных процессов при работе блока передачи мощности [3].

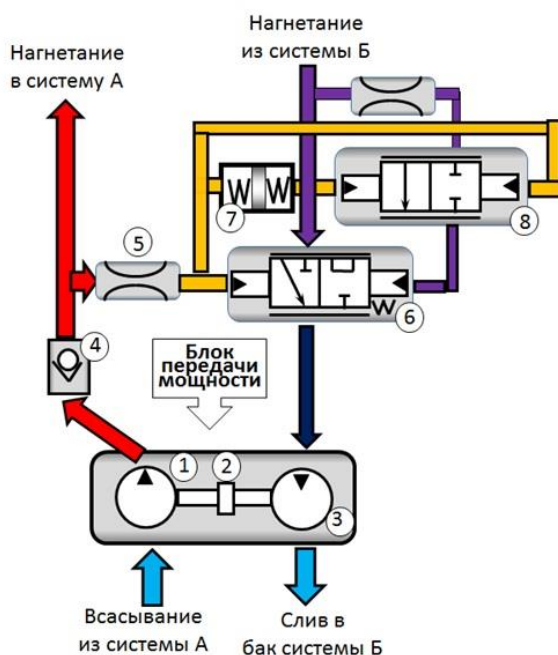


Рисунок 3 – Блок передачи мощности с комбинированным регулятором

Недостатком регулятора с обратной связью по давлению является неустойчивая работа блока передачи мощности при работе на резонансных частотах, что приводит к неконтролируемому изменению давления рабочей жидкости в гидросистеме как на входе в гидромотор, так и на выходе из насоса. Обратная связь по перепаду давления, характеризующая действующие на блок

передачи мощности со стороны гидродвигателей нагрузки прогнозируемого или случайного характера, не позволяет удовлетворить требования к динамическим характеристикам. Это вынуждает использовать в качестве корректирующего сигнала производную от перепада давления [5].

Для устранения этого недостатка введено устройство дополнительной обратной связи по производной от перепада давлений (рисунок 3), которое содержит гидравлический конденсатор 7, выполненный в виде подпружиненного поршня, подключенного к исполнительным гидродвигателям и, через соответствующий дроссель, к управляющим полостям дополнительного подпружиненного многопозиционного двухлинейного гидрораспределителя 8, соединяющего линию питания гидромотора с полостью управления основного многопозиционного дросселирующего гидрораспределителя 6, обеспечивая необходимые крутящий момент и частоту вращения гидромотора, осуществляющего привод насоса.

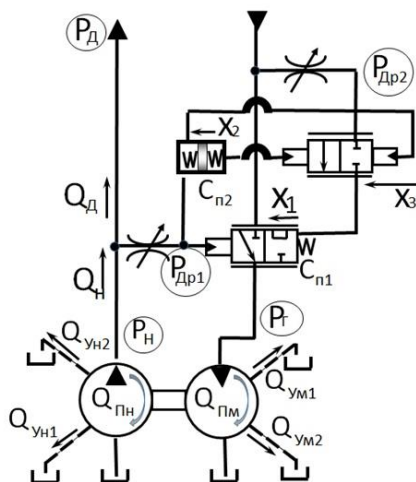


Рисунок 4 – Расчетная схема БПМ с регуляторами по давлению и производной давления

Для оценки влияния предложенных авторами в патентах решений [3, 4] разработаны математические модели (рисунок 4) на основе уравнений неразрывности потока, перемещения подвижных частей элементов гидромашин и уравнений расхода через гидравлическую аппаратуру с применением экспериментальных значений коэффициентов гидравлических сопротивлений, расходов, гидродинамических сил.

Скорость нарастания давления за насосом определяется нагрузкой на гидродвигателях и гидравлическим сопротивлением трубопроводов с гидрооборудованием, утечками и перетечками в самом насосе:

$$\frac{dP_{д}}{dt} = \frac{E}{V_{д}} (Q_{н} + Q_{пм} - Q_{ун1} - Q_{ун2} - Q_{др} - Q_{д});$$

Скорость нарастания давления перед гидромотором определяется работой устройства обратной связи по нагрузке, утечками и перетечками в самом гидромоторе:

$$\frac{dP_{\Gamma}}{dt} = \frac{E}{V_{\Gamma}} (Q_{\Gamma} - Q_{\Pi M} - Q_{УМ1} - Q_{УМ2}).$$

Здесь, в соответствии с обозначениями и терминологией [6], $P_{Д}$ – давление насоса, определяемое давлением нагрузки $P_{Д}$, Па; P_{Γ} – давление перед гидромотором, определяемое работой устройства обратной связи, Па; E – модуль упругости жидкости, Па; $V_{Д}$ – объем жидкости в полостях от насоса до гидродвигателей вместе с присоединенными трубопроводами, м³; V_{Γ} – объем жидкости в полости гидромотора вместе с присоединенными трубопроводами, м³; $Q_{Н}$ – подача насоса, м³/с; $Q_{М}$ – расход жидкости в гидромотор, м³/с; $Q_{Д}$ – расход жидкости к гидродвигателям, м³/с; $Q_{Др}$ – расход жидкости через дроссель, м³/с; $Q_{Пн}$ и $Q_{Пм}$ – перетечки рабочей жидкости в насосе и гидромоторе, м³/с; $Q_{УМ1}$ и $Q_{УМ2}$ – утечки рабочей жидкости в гидромоторе и насосе из линии высокого давления соответственно, м³/с; $Q_{УН1}$ и $Q_{УН2}$ – утечки рабочей жидкости в гидромоторе и насосе из линии низкого давления соответственно, м³/с.

Расходы жидкости в насосе и гидромоторе запишутся соответственно

$$Q_{Н} = \frac{V_{0Н} \cdot \bar{\gamma}_{Н}}{2\pi} \cdot \omega, \quad Q_{М} = \frac{V_{0Г} \cdot \bar{\gamma}_{М}}{2\pi} \cdot \omega,$$

где $V_{0Н}$ и $V_{0Г}$ – характерные рабочие объемы насоса и гидромотора, м³/об, ω – скорость вращения вала гидромашин, об/с; $\bar{\gamma}_{Н}$, $\bar{\gamma}_{М}$ – безразмерные параметры изменения характерного рабочего объема гидромашин.

Уравнение движения ротора гидромотора вместе с приведенной инерцией вращающихся частей насоса и соединительной муфты

$$\frac{d^2\varphi}{dt^2} = \frac{1}{J_{М} + J_{Н}} \cdot (M_{М} - M_{трН}),$$

где $J_{М}$ и $J_{Н}$ – момент инерции ротора гидромотора и развиваемый им момент инерции ротора насоса соответственно, кг*м²; φ – угол поворота вала гидромотора, рад; $M_{М}$ – момент, развиваемый гидромотором, Н*м, равен $M_{Н}$ – моменту на валу насоса; $M_{трН}$ – момент от сил трения в насосе, Н*м.

Возмущающим сигналом начала работы устройства обратной связи является изменение величины нагрузки на исполнительных гидродвигателях. Это может быть вызвано внешними и внутренними воздействиями газодинамического или гидромеханического характера на стойки с гидроцилиндрами при выдвигении/уборке шасси самолета. Изменение величины давления $P_{Д}$ (или $P_{П}$) приведет к изменению расхода через дроссели (рис. 3):

$$Q_{Др} = \mu \cdot F_{Др} \sqrt{\frac{2}{\rho}} (P_{Д} - P_{Др}),$$

где $F_{Др}$ – площадь дросселя; $P_{Др}$ – давление после дросселя.

Уравнение баланса сил на золотнике многопозиционного распределителя 6 (рисунок 3) без учета его массы и сил трения:

$$p_{др1} \cdot A_{з1} = C_{п1} \cdot X_1.$$

Здесь $A_{з1}$ – площадь торцевой камеры золотника; $C_{п1}$, X_1 – жесткость пружины и ход золотника.

Уравнение расхода жидкости через дросселирующий гидрораспределитель б:

$$Q_{г} = \mu \cdot X_1 \cdot B \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_{п} - p_{г})},$$

где B – ширина окна золотника, $p_{г}$ – давление перед гидромотором.

Регулятор по производной давления работает при участии гидроконденсатора, баланс сил на котором, если не учитывать массу его поршня, запишется в виде

$$F_{к} p_{к} = C_{п2} X_2,$$

где $p_{к}$ – перепад давлений на поршне гидроконденсатора, $F_{к}$ – площадь гидроконденсатора.

Уравнение баланса сил на золотнике многопозиционного распределителя 8 (рисунок 3) без учета его массы и сил трения и баланса расходов в гидроконденсаторе запишутся в виде

$$p_{др2} \cdot A_{з2} = p_{к} \cdot A_{з2}, \quad Q_{к} = Q_{др1} - A_{з1} \frac{d X_3}{dt}.$$

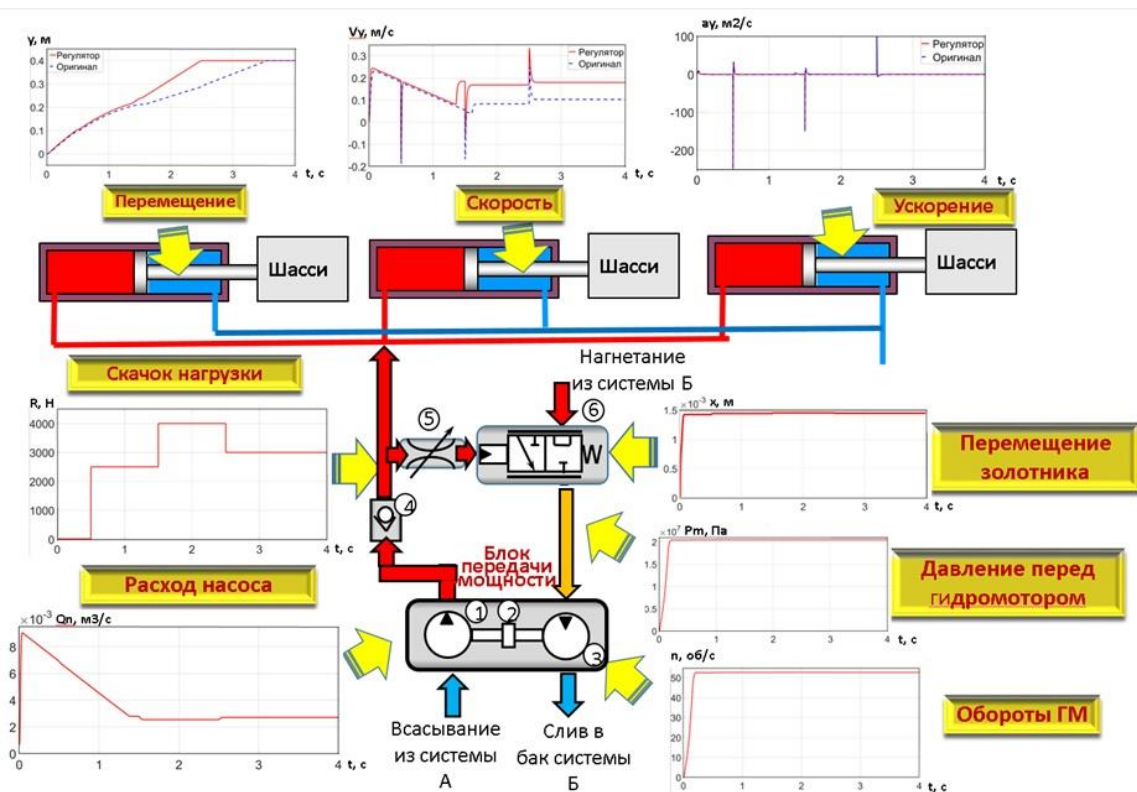


Рисунок 5 – Результаты моделирования работы блока передачи мощности с регулятором по давлению

Результаты моделирования при работе БПМ с регулятором по давлению приведены на рисунке 5. При моделировании рассмотрен случай, когда золотник регулятора изначально приоткрыт на значение 25% от максимального, при этом жидкость из системы Б попадает в гидромотор, запуская его на неполную мощность. В свою очередь запускается насос, который начинает активировать сразу три гидроцилиндра выпуска шасси и изменять степень открытия регулятора до приемлемой работы блока передачи мощности. При возникновении случайной противодействующей движению штока гидроцилиндра нагрузке в системе повышается давление, обратная связь по давлению через дроссель (через дроссель 5, рисунок 3) управляет положением золотника 6 регулятора, ещё больше открывая золотник при противодействии пружины регулятора. При этом пружина создаёт усилие, которое не позволяет полностью открыть регулятор. Подача рабочей жидкости к гидромотору увеличивается, увеличиваются обороты гидромотора и, соответственно, насоса, уменьшая время переходного процесса перемещения гидродвигателей шасси при уборке/выпуске в аварийной ситуации.

Заключение

Представлено описание блока передачи мощности как объекта регулирования с возможными функциями регуляторов характеристик. Разработана математическая модель регулятора комбинированной схемы, отражающая влияние внешних воздействий на исполнительные гидродвигатели уборки/выпуска шасси. Результаты моделирования показывают эффективность влияния предложенной схемы регулятора на динамические процессы в аварийной ситуации. Создание объектно-ориентированных технологий моделирования позволит значительно повысить эффективность разработки авиационных гидромашин и, в частности, блока передачи мощности.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Поляков Н. А. Концепция развития блоков передачи мощности в гидросистеме гражданского самолета / Н. А. Поляков, А. А. Соловьева, В. А. Целищев // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2021. № 67. С. 5-15. – DOI 10.15593/2224-9982/2021.67.01. – EDN OFROEX.
2. Sung Hwan Park, Ji Min Lee, and Jong Shik Kim Modeling and Performance Improvement of the Constant Power Regulator Systems in Variable Displacement Axial Piston Pump// Hindawi Publishing Corporation The Scientific World Journal Volume 2013, Article ID 738260, 11 pages <http://dx.doi.org/10.1155/2013/738260>
3. Paola Fresial and Massimo Rundo Lumped parameter model and experimental tests on a pressure limiter for variable displacement pumps// E3S Web of Conferences 197, 07005 (2020) 75° National ATI Congress.
4. Патент № 2780009 С1 Российская Федерация, МПК В64С 25/22, В64С 25/30. аварийный привод выпуска шасси : № 2022101851 : заявл. 27.01.2022 : опубл. 19.09.2022 / Р. Р. Калимуллин, Н. А. Поляков, Г. К. Фролов, В. А. Целищев ; заявитель федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Уфимский государственный авиационный технический университет". – EDN WKWJEX.

5. Патент № 2793267 С1 Российская Федерация, МПК В64С 25/30, В64С 25/22. Аварийный привод выпуска шасси с дополнительной обратной связью : № 2022131766 : заявл. 06.12.2022 : опубл. 30.03.2023 / Д. А. Кудерко, Н. А. Поляков, Г. К. Фролов, В. А. Целищев ; заявитель федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Уфимский университет науки и технологий". – EDN KFEUDT.

6. Семенов С. Е. Энергоэффективность электрогидравлического привода в динамическом режиме / С. Е. Семенов, П. В. Щербачев, О. И. Тарасов // Современные проблемы науки и образования. 2014. № 6. С. 211. – EDN TGQEON.

УДК 004.89

ПРИМЕНЕНИЕ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА В ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ САМОЛЕТА ИЛ-76

Юсупов Р. Р.
Замалдинов Д. Р.

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. В последние несколько лет мир претерпевает постоянные изменения. Эти изменения неразрывно связаны с изобретением и внедрением информационных технологий в повседневную жизнь общества. Нейросети и искусственный интеллект представляют собой прорыв в развитии науки и техники. Их использование в авиационных системах позволит сделать полеты безопаснее, надежнее и эффективнее в экономическом плане. Использование ИИ в гидросистеме самолета будет способствовать уменьшению количества возникновения различных неисправностей, их предотвращению или ликвидации.

Ключевые слова: искусственный интеллект, гидравлическая система, авиация, автоматизация.

APPLICATION OF ARTIFICIAL INTELLIGENCE IN THE HYDRAULIC SYSTEM OF IL-76 AIRCRAFT

Yusupov R. R.
Zamaldinov D. R.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after
Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. In the last few years, the world has been undergoing constant changes. These changes are inextricably linked with the invention and introduction of information technologies into the daily life of society. Neural networks and artificial intelligence represent a breakthrough in the development of science and technology. Their use in aviation systems will make flights safer, more reliable and more economically efficient. The use of AI in the hydraulic system of the aircraft will help to reduce the number of occurrence of various malfunctions, their prevention or elimination.

Keywords: artificial intelligence, hydraulic system, aviation, automation.

Цель данного исследования показать, что использование искусственного интеллекта (ИИ) в авиационных системах способствует увеличению безопасности и надежности полетов.

В современном мире искусственный интеллект (ИИ) находит свое применение практически во всех сферах жизни общества. Несомненно, большой потенциал он имеет и в авиации. Актуальность внедрения и использования искусственного интеллекта заключается в возникновении необходимости снижения воздействия человеческого фактора на объекты управления при поддержании сохранности и надежности в высокой степени в ходе эксплуатации и объектов. Кроме того, он позволяет улучшать экономическую эффективность авиаперевозок. Для реализации введения нейросети в эксплуатацию можно использовать интеграцию всевозможных компонентов, таких как измерительные устройства, установки для сравнения, вычислительная техника. Целью и итогом этого будет создание инноваторских «разумных» систем.

Одним из ключевых применений ИИ в авиации является автоматизация процессов управления полетом. Системы ИИ могут анализировать данные о погодных условиях, трафике воздушного пространства, техническом состоянии самолетов и других факторах, чтобы предсказывать возможные риски и оптимизировать маршруты полета. Это позволяет снизить риски аварий, сократить время полета и снизить затраты на топливо. Другим применением ИИ является автоматизация процессов обслуживания самолетов, улучшения обучения пилотов, анализ данных о поведении пилотов в различных ситуациях и предложения рекомендаций по улучшению навыков и принятию решений, что позволит повысить эффективность обучения и снизить риски аварий, а также повысить эффективность авиаперевозок и уменьшить нагрузку на контролирующие органы.

Искусственный интеллект (ИИ) имеет большой потенциал для применения в гидравлической системе самолета, так как может поспособствовать в увеличении безопасности полетов, повышении эффективности и надежности работы гидросистемы, а также сокращении затрат на техническое обслуживание.

Гидравлическая система воздушного судна предназначена для управления механизмами и системами, отвечающими за безопасность полета. На современных летательных аппаратах гидравлическая система имеет большое значение, замечается обширное применение гидроприводов рулевых поверхностей. Долговечность, устойчивость и надежность гидросистемы обеспечивают безупречность конструкции агрегатов, множественная резервация в качестве гидропривода источника энергии, автоматизация управления, контроль работы экипажа.

Одним из потенциалов использования ИИ является применение алгоритмов машинного обучения для оптимизации работы гидравлических насосов и клапанов. Например, ИИ может анализировать данные о работе

гидросистемы и определять оптимальные параметры работы насосов и клапанов для достижения максимальной эффективности и минимальных затрат на энергию, что позволит экономить ресурсы или снизить массу самолета, позволяя процессам оптимизации заправлять для полета меньше масла, жидкости и топлива и тем самым увеличить показатель маневренности. Кроме того, ИИ может использоваться для мониторинга состояния гидросистемы, определения показателей, выходящих за пределы нормативных значений, и предотвращения возможных аварийных ситуаций. Искусственный интеллект может анализировать данные о давлении (контролируя приборы и датчики измерения давления) и температуре в системе, а также о работе насосов и клапанов, и определять возможные проблемы или неисправности, которые могут привести к аварии (например, может просканировать данные о работе и указать, что снижение давления в системе происходит из-за неисправности насоса или клапана и вывести ряд инструкций, позволяющих устранить проблему).

Для самолетов, предназначенных на большую нагрузку, свойственно применение гидравлических систем, включающих несколько синхронных подсистем гидропитания. Например, гидросистема самолета Ил-76 подразделяется на гидросистемы № 1 и № 2. Гидросистема № 1 обеспечивает уборку и выпуск передних главных ног шасси; аварийный выпуск задних главных ног шасси и аварийное закрытие их створок, торможение колес передних главных ног шасси, поворот колес носовой ноги шасси, уборку и выпуск предкрылков и закрылков, управление внешними спойлерами и внешними тормозными щитками, управление рампой, гермостворкой и створками грузового люка, открытие и закрытие входных дверей, управление хвостовой опорой, основное управление аварийным люком экипажа и аварийное открытие аварийной двери кормовой кабины, управление стеклоочистителями КК, управление створками фотолюка [2].

Гидросистема № 2 обеспечивает уборку и выпуск носовой ноги шасси, уборку и выпуск задних главных ног шасси, аварийный выпуск передних главных ног шасси и аварийное закрытие их створок, торможение колес задних главных ног шасси, поворот колес носовой ноги шасси, уборку и выпуск предкрылков и закрылков, управление рампой, гермостворкой и створками грузового люка, открытие и закрытие входных дверей, аварийное управление аварийным люком экипажа и основное управление дверью кормовой кабины, управление стеклоочистителями, управление внутренними спойлерами и тормозными щитками.

На самолете Ил-76 используется гидравлическая система с насосами переменной производительности, в которой давление создается аксиальными роторно-плунжерными насосами. В них чувствительный компонент автоматического насоса реагирует на изменение давления и изменяет производительность насоса, движение плунжеров, положение наклонной шайбы.

Автоматизированное управление, в основном, заключается в запуске насоса и прекращении его работы в зависимости от установившегося давления жидкости в данный момент – при снижении давления насос начинает работать на подачу и останавливается при повышении давления или прекращении потока жидкости. Непосредственно это автоматизированное управление и может осуществлять искусственный интеллект, обеспечивая контроль за производительностью насоса, работой плунжеров, клапанов и наклонной шайбы.

Кроме того, ИИ, фиксируя изменения на датчиках и измерительных приборах, может отслеживать также характеристики и свойства рабочего тела. Из-за загрязнения рабочей среды в результате выхода фильтра из рабочего состояния распределительное устройство может перестать функционировать в нужном режиме, вследствие чего произойдет отказ гидравлической системы. В данной ситуации внедренная нейросеть позволит заранее предупредить подобный момент и подать предупреждение или сигнал о необходимости проверки или ремонта фильтров. Это позволит оперативно реагировать на проблемы и предотвращать возможные аварии.

Также ИИ может использоваться для прогнозирования потребности в ремонте и техническом обслуживании гидросистемы. Например, анализировать данные о дате установки и проверки оборудования; с помощью установленных измерительных приборов контролировать износ трущихся поверхностей, чистоту масла в смазочной системе, проверять всасывающую способность насоса; статистику работы гидросистемы и определять, когда необходимо провести техническое обслуживание или заменить отдельные компоненты.

Обучение нейросети в данном случае для мониторинга состояния гидравлической системы имеет смысл проводить на нескольких первых полетах нового самолета, либо непосредственно отремонтированного, и нескольких последних полетах, чтобы зафиксировать изменения в работе полностью исправной гидросистемы или нуждающейся в техническом обслуживании. Таким образом, если для подготовки искусственного интеллекта будет достаточно обучающего материала, он сможет с высокой степенью вероятности определять возникающие неисправности в системе и сообщать о таком факте экипажу самолета в режиме реального времени [3]. Кроме того, на основе уже имеющихся данных можно научить нейросеть определять и учитывать взаимосвязи между различными изменяемыми летными параметрами и возможным появлением определенных дефектов или неисправностей в работе не только гидросистемы, но и всех систем Ил-76. Соответственно, на основе предыдущих знаний нейросеть сможет прогнозировать тенденции изменения производительности и работать на опережение. Возложение такой функции на новые технологии позволит снизить расходы на техническое обслуживание и увеличить в целом надежность гидросистемы.

При неправильной настройке или работе гидравлической системы могут возникать проблемы, которые искусственный интеллект поможет оперативно

выявлять и исправлять. Самыми распространенными и наиболее часто возникающими причинами повышенного давления являются неправильная настройка предохранительных клапанов, остановка потока жидкости в трубопроводе, перегрев системы, закрытое положение перепускного клапана. При этом высокое постоянное давление бывает необходимо только для манёвренного полета, чаще всего занимающего примерно одну десятую времени полета самолета. При постоянном поддержании высокого давления в гидравлической системе самолета в течение всего полета происходят потери мощности, снижается коэффициент полезного действия и также повышается температура системы. В целях избежания подобных последствий гидравлические насосы в настоящее время оснащаются электрическим клапаном разгерметизации, который позволяет снизить общие энергозатраты, предотвратить потерю мощности и повышение температуры.

В перечень наиболее распространенных причин пониженного давления входят неисправность гидронасоса или клапана, отсутствие масла в баке, износ предохранительных клапанов. Одним из последствий низкого давления в системе называют кавитацию насоса, при которой происходит образование пузырьков пара в жидкости из-за её медленного поступления в насос и медленном выходе обратно из него. Пузыри воздуха схлопываются, выделяют тепло и создают множественные гидравлические удары высокой энергии, которые приводят к появлению на стенках трубопровода микротрещин. В случае возникновения кавитации искусственный интеллект также может вывести рекомендации и основные способы ее устранения, для предотвращения данного явления может рассчитать или перепроверить начальные параметры установки (например, помочь при расчете высоты установки насоса относительно поверхности перекачиваемой жидкости – «требуемого кавитационного запаса») и настройки гидросистемы самолета, а также отслеживать показатели давления для безопасной работы.

В качестве примеров использования искусственного интеллекта в гидросистеме самолета Ил-76 можно взять наиболее возможные неисправности и показать, каким образом он сможет влиять на их ликвидацию и минимизацию.

Возможные неисправности гидросистемы:

1) Нарушение герметичности систем № 1 и № 2; неработоспособность гидронасоса из-за внутренней (внешней) негерметичности вследствие износа шестерен, втулок, поршней и т.п. Признаками такой неисправности являются: постепенное уменьшение количества масла АМГ-10 в баках; уменьшение величины давления ниже, чем допустимый уровень; выбивание масла из дренажа насоса.

Действия, которые сможет осуществить искусственный интеллект после самостоятельного же выявления неисправности в результате анализа данных, полученных от различных датчиков на борту:

– если обстоятельства полета разрешают, то машинально отпустить шасси, механизацию, употребляя имеющийся резерв жидкости;

– сообщить экипажу корабля по вопросу и обеспечить назначения (таким образом, осуществить приземление на ближайший аэродром).

Но наиболее действенной является проверка эксплуатации, видеомониторинг изменения рабочего давления, проведение контроля оснастки, которые может своевременно осуществить искусственный интеллект при проверке его действий непосредственно специалистом.

2) Отречение гидравлических систем № 1 и (или) № 2, приметамы чего является: горящая на табло надпись «Минимальный уровень», на указателях – «0»; зеленые лампы присутствия давления в гидравлических системах не горят; обслуживаемые гидросистемой системы самолета не функционируют должным образом.

Возможные действия ИИ, основанные на информации, полученной в ходе машинного обучения нейросети:

– в зависимости от предоставленной автономии – прекратить выполнение задания либо уведомить пилотов и экипаж самолета;

– выполнить посадку на фюзеляж (дать инструкции или рекомендации по выполнению данного действия) при условии, если шасси не выпущено (и не может быть выпущено вследствие данной проблемы);

– если шасси и механизация выпущены, то выполнить посадку при имеющихся условиях.

3) Отказ гидросистемы № 1. Признаки: не убираются (выпускаются) передние главные ноги шасси; не функционирует левый стеклоочиститель, управление створками фотолюка; невозможность обеспечить торможение колес передних главных ног шасси, поворот колес носовой ноги шасси; не обеспечивается уборка или выпуск предкрылков и закрылков.

Действия, осуществляемые искусственным интеллектом: применить основной выпуск шасси, а затем аварийный.

4) Отказ гидросистемы № 2. Некоторыми признаками такой неисправности считаются: невозможность выпуска или уборки носовой ноги и задних главных ног; не функционирует управление внутренними спойлерами и тормозными щитками, правый стеклоочиститель. Действия: применить сначала основной выпуск шасси, затем аварийный.

При этом при выявлении таких неисправностей искусственный интеллект может выдавать предупреждения, что при отказе одной из гидросистем, на выпуск (уборку) механизации, открытие (закрытие) входных дверей, грузового люка требуется большего времени, а эффективность тормозов, спойлеров, тормозных щитков снижается приблизительно в 2 раза.

5) Шум и вибрация в гидравлической системе могут быть признаками малой пропускной способности фильтра или его засорения; большого сопротивления в трубопроводе; резкого изменения проходного сечения трубопроводов; подмешивания воздуха во всасывающей трубе, или некоторых других неисправностей. При обнаружении вероятных причин возникновения

подобного явления нейросеть могла выполнить некоторые следующие действия:

- автоматически увеличить проходное сечение труб;
- вывести предупреждение для экипажа о необходимости: замены фильтров или их проверки; выправления проходных сечений трубопроводов или их закрепление; проверки демпфирующих каналов; проверки или очистки сапуна; проверки насоса.

б) Увеличенные потери давления в трубопроводах или гидроаппаратуре, непостоянный или плохой отвод теплоты от бака, постоянное рабочее состояние насоса или его работа в течение пауз, слишком большие запасы по давлению и подаче насоса приводят к повышению нагрева масла в системе.

Вывод: применение ИИ в авиации имеет большой потенциал для улучшения безопасности, эффективности и экономической эффективности авиаперевозок. Однако, кроме того, что для внедрения нейросетей требуются большие мощности оборудования, необходимо также учитывать риски, связанные с использованием ИИ, такие как возможность ошибок в алгоритмах и угрозы кибербезопасности. Поэтому реализовывать применение нейросетей в авиации необходимо с учетом всех возможных рисков и с применением соответствующих мер безопасности и контроля.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Неисправности гидросистемы. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://oobskspetsavia.ru/2015/09/22/neispravnosti-gidrosistemy/> (дата обращения: 18.05.2023)
2. Царегородцев В. Г. Определение оптимального размера нейросети обратного распространения через сопоставление средних весов синапсов // Материалы XIV Международной конференции по нейрокибернетике. Ростов-на-Дону, 2005. Т.2. С.60-64.
3. Царегородцев В. Г. Общая неэффективность использования суммарного градиента выборки при обучении нейронной сети // Материалы XII Всеросс. семинара "Нейроинформатика и ее приложения". Красноярск, 2004. С. 145-151.
4. Царегородцев В. Г. Перспективы распараллеливания программ нейросетевого анализа и обработки данных // Материалы III Всеросс. конф. "Математика, информатика, управление". Иркутск, 2004. С. 6.

СЕКЦИЯ
**«АВИОНИКА, АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И ПИЛОТАЖНО-
НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»**

Председатель – Котлов Ю. В., заведующий кафедрой АЭС и ПНК, канд. техн. наук, доцент

УДК 629.7.1

**ОПЫТ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ В MATHCAD ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ КОНТУРОВ
УПРАВЛЕНИЯ ПО ДИСЦИПЛИНЕ САУП**

Диль В. Ф.

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. В статье рассматривается технология применения программного продукта MathCad для моделирования динамики самолета при исследовании контуров продольного и бокового движения по дисциплине САУП. Выбор математической модели объекта, отвечающей изучаемому процессу управления, является основой для получения результатов исследований, близких к теоретическим положениям дисциплины системы автоматического управления полетом. Разнообразие математических моделей самолета и регуляторов позволяет выполнять исследования движения на всех этапах полета самолета, включая взлет, траекторное движение, снижение и посадку, рассматриваемые в других дисциплинах.

Ключевые слова: моделирование, исследование управления полетом, программа MathCad, законы управления.

**EXPERIENCE OF MODELING AIRCRAFT DYNAMICS IN MATHCAD IN
THE STUDY OF CONTROL LOOPS IN THE DISCIPLINE OF AUTOMATIC
FLIGHT CONTROL SYSTEMS**

Dil V. F.

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. The article deals with the technology of using MathCad software for modeling aircraft dynamics in the study of longitudinal and lateral motion loops in the discipline of automatic flight control systems. The choice of a mathematical model of the object corresponding to the control process under study is the basis for obtaining research results close to the theoretical provisions of the discipline of automatic flight control system. The variety of mathematical models of aircraft and controllers allows performing motion studies at all stages of aircraft flight, including takeoff, trajectory motion, descent and landing, considered in other disciplines.

Keywords: modeling, flight control research, MathCad program, control laws.

Введение

Математическое моделирование динамических процессов управления является наименее экономически затратной процедурой, позволяющей выполнять анализ разрабатываемых систем с получением качественных, правдоподобных результатов исследований. Многообразие программных продуктов, используемых для этих целей велико. Одной из наиболее распространенных и доступных программ является программа MathCad, позволяющая рассчитывать и получать параметры движения самолета в графическом и численном виде.

Опыт моделирования систем. Программа MathCad является системой, позволяющей выполнять решение линейных дифференциальных уравнений, являющихся базовой основой дисциплины системы автоматического управления полетом. Решение уравнений базируется на применении правила Крамера к системам линейных уравнений в преобразовании Лапласа неуправляемого и управляемого движения ВС.

1. Выбор математической модели самолета определяется задачей исследования. Базовыми являются нелинейные уравнения пространственного движения самолета [1; 2;], лежащие в основе линеаризации и разделения этого движения на полные продольное (1) и боковое (2) движения в преобразовании Лапласа. [3; 4; 5]:

$$\begin{cases} (p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) \vartheta + (a_{m_z}^{\alpha} p + a_{m_z}^{\alpha}) \alpha + a_{m_z}^V V = -a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B + a_{m_z}^{M_z} M_z + a_{m_z}^{\alpha} p \alpha_B; \\ -p \vartheta + (p + a_y^{\alpha}) \alpha + a_y^V V = p \alpha_B; \\ a_x^{\vartheta} \vartheta + a_x^{\alpha} \alpha + (p + a_x^V) V = a_x^P k_{CG} \delta_{CG} + p V_B. \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} (p^2 + a_{m_y}^{\omega_y} p) \psi + a_{m_y}^{\beta} \beta + a_{m_y}^{\omega_x} p \gamma = -a_{m_y}^{\delta_H} \delta_H + a_{m_y}^{M_y} M_y; \\ a_{m_x}^{\omega_y} p \psi + a_{m_x}^{\beta} \beta + (p^2 + a_{m_x}^{\omega_x} p) \gamma = -a_{m_x}^{\delta_{\varnothing}} \delta_{\varnothing} + a_{m_x}^{M_x} M_x; \\ -p \psi + (p + a_z^{\beta}) \beta - a_z^{\gamma} \gamma = p \beta_B. \end{cases} \quad (2)$$

Рисунок 1 – Уравнения полного продольного и бокового движений

Изолированные движения крена, рыскания-скольжения (3), получены из полных уравнений (2) путем исключения взаимного влияния параметров крена с рысканием и скольжением в боковом движении. Путем исключения слабых связей по высоте и скорости, полное продольное движение (1) разделено на короткопериодическое и длиннопериодическое движения (4, 5).

$$\begin{cases} (p^2 + a_{m_y}^{\omega_y} p) \psi + a_{m_y}^{\beta} \beta = -a_{m_y}^{\delta_H} \delta_H + a_{m_y}^{M_y} M_y; \\ -p \psi + (p + a_z^{\beta}) \beta = p \beta_B. \end{cases} \quad (3)$$

$$(p^2 + a_{m_x}^{\omega_x} p) \gamma = -a_{m_x}^{\delta_{\varnothing}} \delta_{\varnothing} + a_{m_x}^{M_x} M_x;$$

Рисунок 2 – Изолированные боковые движения рыскание-скольжение и крена

$$\begin{cases} a_{m_z}^\alpha \alpha + a_{m_z}^V V = -a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B + a_{m_z}^{M_z} M_z + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p \alpha_B; \\ -p \vartheta + (p + a_y^\alpha) \alpha + a_y^V V = p \alpha_B; \\ a_x^\vartheta \vartheta + a_x^\alpha \alpha + (p + a_x^V) V = a_x^P k_{CF} \delta_{CF} + p V_B. \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} (p^2 + a_{m_z}^{\omega_z} p) \vartheta + (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p + a_{m_z}^\alpha) \alpha = -a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B + a_{m_z}^{M_z} M_z + a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p \alpha_B; \\ -p \vartheta + (p + a_y^\alpha) \alpha = p \alpha_B; \end{cases} \quad (5)$$

Рисунок 3 – Продольные длиннопериодическое и короткопериодическое движения

В системах уравнений (1-5) приняты следующие обозначения:

p – символ дифференцирования;

V – приращение воздушной скорости - м/с;

α – приращение угла атаки - град;

ν – приращение угла тангажа - град;

δ_B – приращение угла отклонения руля высоты - град;

ψ – приращение угла рыскания - град;

γ – приращение угла крена - град;

β – приращение угла скольжения - град;

δ_H – приращение угла отклонения руля направления - град;

δ_δ – приращение угла отклонения элеронов - град;

δ_{CF} – приращение угла отклонения рукоятки управления двигателем - град;

α_B – приращение угла между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости, обусловленное действием вертикальной составляющей ветра - град;

β_B – приращение угла между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости, обусловленное действием боковой составляющей ветра - град;

V_B – приращение угла между вектором воздушной скорости и вектором путевой скорости, обусловленное действием горизонтальной составляющей ветра – град;

M_x, M_y, M_z – приращение возмущающих моментов соответственно относительно осей OX, OY, OZ связанной системы координат - кГ м;

$a_{m_z}^{\omega_z}, a_{m_z}^\alpha, \dots$ – коэффициенты линеаризованных уравнений систем (1-5).

Численное значение коэффициентов $a_{m_z}^{\omega_z}, a_{m_z}^\alpha$ вычисляется в программе MathCad на основе графических зависимостей коэффициентов гипотетического среднемагистрального самолета, представленного в учебно-методическом пособии (Гусев А.А., Кузнецов С.В. Методические указания, контрольные задания по дисциплине «САУП», М.: РИО МГТУ ГА, 2004. 40 с.). Внешний вид некоторых графиков представлен на рисунке 4.

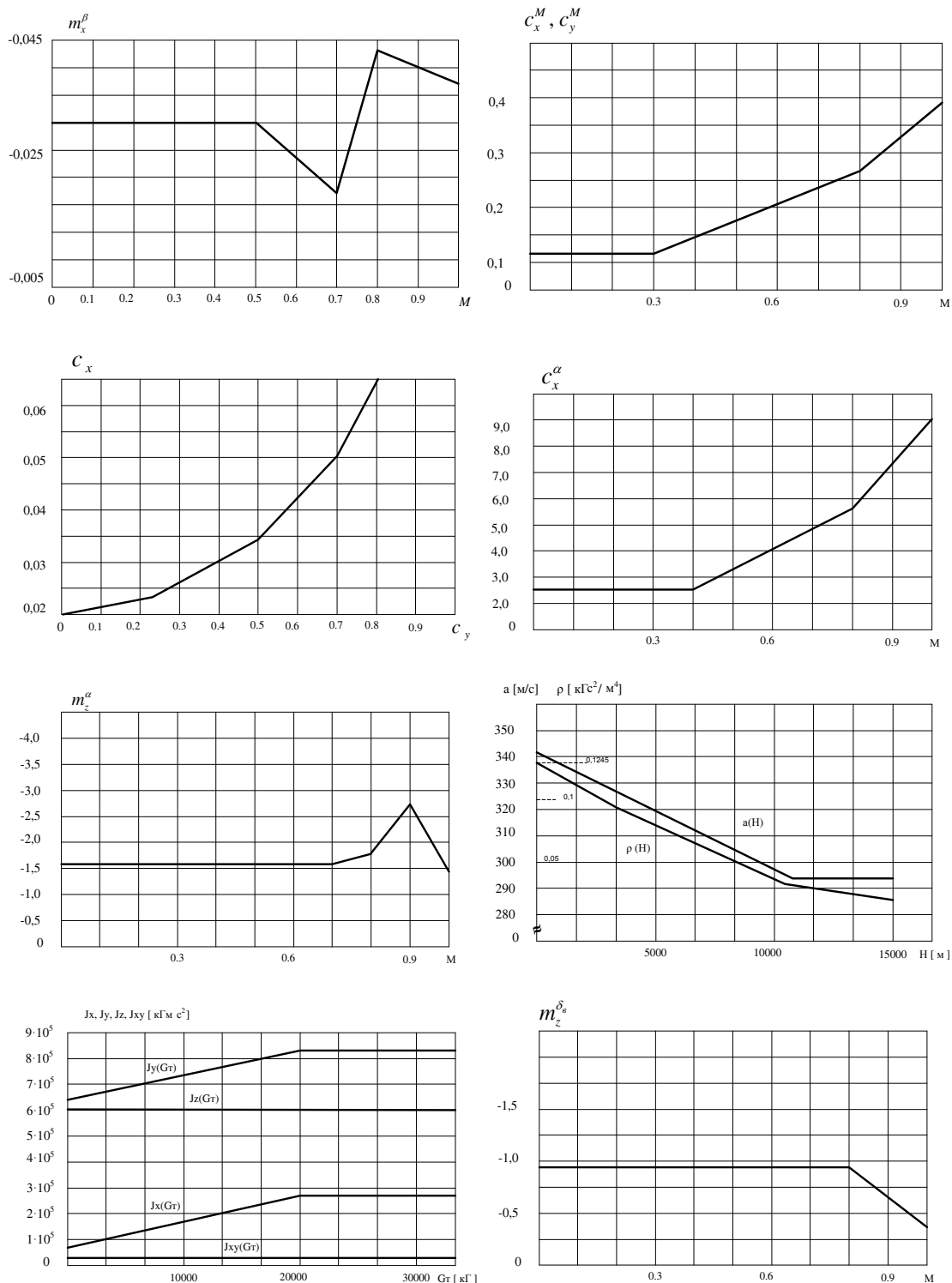


Рисунок 4 – Графическое изображение коэффициентов моделей ВС

В таблице 1 представлены некоторые выражения коэффициентов моделей ВС, вычисляемые автоматически и подставляемые в системы уравнений движения ВС. Полный перечень коэффициентов, вычисляемых в программе представлен в (Гусев А.А., Кузнецов С.В. Методические указания, контрольные задания по дисциплине «САУП», М.: РИО МГТУ ГА, 2004. 40 с.).

Таблица 1 – Выражение некоторых коэффициентов линейных моделей самолета

Коэффициенты продольного движения	
$a_{m_z}^{\omega_z} = - \frac{m_z^{\bar{\omega}_z} \rho V}{J_z} S b_a^2$	$\frac{1}{c}$
$a_{m_z}^{\dot{\alpha}} = - \frac{m_z^{\bar{\alpha}} \rho V}{J_z} S b_a^2$	$\frac{1}{c}$
$a_{m_z}^{\alpha} = - \frac{m_z^{\alpha} \rho V^2}{J_z} S b_a^2$	$\frac{1}{c^2}$
$a_{m_z}^V = - \frac{57.3}{J_z} \left\{ \left[\frac{m_z^M}{a} + \frac{2(C_x + C_y \sin \theta_0) Y_p}{V b_a} \right] \frac{\rho V^2}{2} S b_a - P^V Y_p \right\}$	$\frac{\text{град}}{c \cdot m}$
$a_y^{\alpha} = \frac{C_y^{\alpha} + C_x}{m} \frac{\rho V}{2} S$	$\frac{1}{c}$
$a_x^g = \frac{g}{57.3} \cos \theta_0$	$\frac{m}{c^2 \cdot \text{град}}$
$a_x^{\alpha} = \frac{C_x^{\alpha} - C_y}{57.3 m} \frac{\rho V^2}{2} S$	$\frac{m}{c^2 \cdot \text{град}}$
Коэффициенты бокового движения	
$a_{m_y}^{\omega_y} = - \frac{m_y^{\bar{\omega}_y} + \frac{J_{xy}}{J_x} m_x^{\bar{\omega}_y}}{J_y - \frac{J_{xy}^2}{J_x}} \frac{\rho V}{4} S l^2$	$\frac{1}{c}$
$a_{m_y}^{\omega_x} = - \frac{m_y^{\bar{\omega}_x} + \frac{J_{xy}}{J_x} m_x^{\bar{\omega}_x}}{J_y - \frac{J_{xy}^2}{J_x}} \frac{\rho V}{4} S l^2$	$\frac{1}{c}$
$a_{m_y}^{M_y} = \frac{57.3}{J_y}$	$\frac{\text{град}}{c^2 \cdot \text{кг} \cdot m}$
$a_{m_x}^{\omega_y} = - \frac{m_x^{\bar{\omega}_y} + \frac{J_{xy}}{J_y} m_y^{\bar{\omega}_y}}{J_x - \frac{J_{xy}^2}{J_y}} \frac{\rho V}{4} S l^2$	$\frac{1}{c}$

Фрагмент вычисления коэффициентов в программе MathCad представлен на рисунке 5.

2. Вычисление общих параметров самолета

Вычисление моментов инерции самолета:

$$J_x := \begin{cases} 9,25 \cdot G\delta + 0,75 \cdot 10^5 & \text{if } 0 < G\delta \leq 20000 \\ 2,6 \cdot 10^5 & \text{if } G\delta > 20000 \end{cases}, J_y := \begin{cases} 10,5 \cdot G\delta + 6,3 \cdot 10^5 & \text{if } 0 < G\delta \leq 20000 \\ 8,4 \cdot 10^5 & \text{if } G\delta > 20000 \end{cases}$$

Вычисление скорости звука и плотности воздуха:

$$a(H) := \begin{cases} (-0,004233 \cdot H + 342) & \text{if } 0 \leq H < 10770 \\ 296 & \text{if } H > 10770 \end{cases}, \rho(H) := \begin{cases} (-1 \cdot 10^{-5} \cdot H + 0,1245) & \text{if } 0 \leq H \leq 3330 \\ (-0,8213 \cdot 10^{-5} \cdot H + 0,1185) & \text{if } 3330 < H \leq 10380 \\ (-0,2879 \cdot 10^{-5} \cdot H + 0,06318) & \text{if } 10380 < H \end{cases}$$

Вычисление коэффициентов модели движения:

$$amz_{\alpha} := \frac{-mz_{\alpha}(M)}{J_z} \cdot q_2(H) \cdot ba, mz_{\alpha}(M) := \begin{cases} (-1,62) & \text{if } 0 \leq M \leq 0,7 \\ (-1,30 \cdot M - 0,71) & \text{if } 0,7 < M \leq 0,8 \\ (-9,5 \cdot M + 5,85) & \text{if } 0,8 < M \leq 0,9 \\ (12,0 \cdot M - 13,5) & \text{if } 0,9 < M \end{cases}, q_2(H) := \frac{\rho(H) \cdot V^2}{2} \cdot S;$$

$$amz_{\omega z} := \frac{-mz_{\omega z}(M)}{J_z} \cdot q_1(H) \cdot ba^2, mz_{\omega z}(M) := \begin{cases} (-13,2) & \text{if } 0 \leq M \leq 0,6 \\ (-9,0 \cdot M - 7,8) & \text{if } 0,6 < M \leq 0,9 \\ (19 \cdot M - 33) & \text{if } 0,9 < M \leq 1,0 \end{cases}, q_1(H) := \frac{\rho(H) \cdot V}{2} \cdot S;$$

$$ay_{\alpha} := \frac{C_y_{\alpha}(M) + C_x(C_y)}{0,1 \cdot m} \cdot \left(\frac{\rho(H) \cdot V}{2} \cdot S \right),$$

$$C_x(C_y) := \begin{cases} (7,56 \cdot 10^{-3} \cdot C_y + 2 \cdot 10^{-2}) & \text{if } 0 \leq C_y \leq 0,225 \\ (4,092 \cdot 10^{-2} \cdot C_y + 1,249 \cdot 10^{-2}) & \text{if } 0,225 \leq C_y \leq 0,55 \\ (0,1 \cdot C_y - 0,02) & \text{if } 0,55 < C_y \leq 0,7 \\ (0,15 \cdot C_y - 0,055) & \text{if } C_y > 0,7 \end{cases}, q(H) := \frac{\rho(H) \cdot V^2}{2},$$

$$C_y_{\alpha}(M) := \begin{cases} (4,8) & \text{if } 0 \leq M \leq 0,3 \\ (0,65 \cdot M + 4,605) & \text{if } 0,3 < M \leq 0,8 \\ 5,125 & \text{if } 0,8 < M \end{cases}$$

Рисунок 5 – Фрагмент вычисления коэффициентов моделей ВС в MathCad

Таким образом, вычисляются коэффициенты математической модели, подлежащей исследованию. При вычислении коэффициентов исследователь имеет возможность вводить параметры среды (высоту, число M), масса-габаритные характеристики самолета (G, G_{Π}, G_T и S, b_a, l), опорные параметры (α_0, β_0), характеристики управляемости и устойчивости ($\Omega_{\alpha}, \Omega_{\beta}, \varepsilon_{\alpha}, \varepsilon_{\beta}, X_{\Pi}, X_{\Pi y}$) самолета. Это позволяет исследовать влияние указанных величин на процесс управления самолетом.

3. Процедура исследований

В первых двух лабораторных работах дисциплины САУП выполняются исследования неуправляемого продольного и бокового движения ВС, описанного уравнениями (1-5). На последующих лабораторных занятиях исследуются контуры управления ВС. В качестве субъектов управления рассматриваются демпферы тангажа и крена, автомат продольной устойчивости, автопилоты тангажа, крена, курса (прямой и перекрестной схем).

Математические модели соответствующих регуляторов контуров управления в преобразовании Лапласа имеют вид (рисунок 6).

$$\begin{aligned} \delta_{\omega_z}^{АП\vartheta} &= k_{\omega_z} \omega_z ; \quad \delta_{\omega_x}^{АП\gamma} = k_{\omega_x} \omega_x ; \\ \Delta \delta_{\omega_z}^{АП\gamma} &= k_{\omega_z} \Delta \omega_z + k_{n_y} \Delta n_y + k_{x_b} \Delta x_b ; \\ \delta_{\vartheta}^{АП\vartheta} &= k_{\omega_z} \omega_z + k_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_3) ; \\ \delta_{\gamma}^{АП\gamma} &= k_{\omega_x} \omega_x + k_{\gamma} (\gamma - \gamma_{зад}) ; \\ \delta_{n_y}^{АП\psi} &= k_{\omega_y} \omega_y + k_{\psi_k} \psi_k, \quad \Delta \psi_k = \psi_0 + \psi_k ; \\ \delta_{\gamma}^{АП\psi\gamma} &= k_{\omega_x} \omega_x + k_{\gamma} (\gamma - \gamma_{зад}), \quad \gamma_{зад} = k_{\gamma}^{\psi_k} \Delta \psi_k ; \end{aligned} \tag{6}$$

Рисунок 6 – Законы управления регуляторов исследуемых контуров

Возмущающими воздействиями исследуемых контуров управления являются внешние моментные воздействия $M_{вх}$, $M_{вy}$, $M_{вz}$, ветровые воздействия постоянной направленности α_b, β_b и задаваемые параметры целевых сигналов $\gamma_3, \vartheta_3, \phi_3$. Выходными параметрами являются текущие параметры ВС. Все входные и выходные параметры являются преобразованиями Лапласа. Для получения переходных процессов параметров ВС как функций времени в программе выходные параметры подвергаются обратному преобразованию Лапласа и результат выводится в виде графиков на рабочее поле программы. К полученным переходным процессам применяется функция программы «трассировка», позволяющая определить характеристики переходного процесса с высокой точностью. Входные параметры при исследовании меняются по величине, знаку и по зависимости от времени.

Для исследования качества управления ВС при различных законах управления, законы систем управления в процессе исследования изменяются по структуре и по величине передаточных коэффициентов. Для изменения структуры ЗУ вводятся различные обратные связи сервоприводов и вводятся различные составляющие по целевым сигналам. Обратная связь сервопривода в программе MathCad реализуется введением в левую часть исследуемого ЗУ оператора дифференцирования или изодромного звена.

Например, в канале тангажа со скоростной и изодромной ОС сервопривода, левая часть ЗУ выглядит так: $p\delta_B^{АПЗ} = \dots$ или $\frac{p}{Tp+1}\delta_B^{АПЗ} = \dots$.

Целевые составляющие закона управления вводятся путем суммирования в программе MathCad основного (позиционного) целевого сигнала с сигналами интеграла и (или) дифференциала от целевого сигнала. Таким образом, реализуется возможность выполнять исследования влияния структуры ЗУ на качество управления. Например, ЗУ с ПИД регулятором в канале автопилота тангажа имеет вид: $\delta_B^{АПЗ} = k_{\omega_z} p \vartheta + k_g (\vartheta - \vartheta_3) + k_g \int \frac{1}{p} (\vartheta - \vartheta_3) dt$.

Влияние значений передаточных коэффициентов законов управления на качество движения ВС осуществляется путем поочередного изменения численного значения передаточных коэффициентов ЗУ относительно расчетных (оптимальных) значений и получение в программе MathCad переходных процессов при введенных значениях коэффициентов передачи.

Результаты внесения изменений в исследуемые ЗУ наблюдаются графически по переходным процессам, выдаваемым системой MathCad на рабочее поле. Исследователь фиксирует и переносит переходные процессы в отчет, не забывая обозначать условия получения каждой реализации.

По внешнему виду графиков исследуемого процесса управления делаются выводы о степени влияния возмущающего воздействия, структуры ЗУ и величины передаточных коэффициентов ЗУ на качество управления ВС.

В заключение исследователь может выполнить проверку функционирования контура управления при последовательных отказах составляющих ЗУ.

На рисунках 7-9 представлены результаты исследования контура тангажа при ЗУ с изодромной ОС в сервоприводе: $\frac{T_u p}{T_u p + 1} \delta_B = k_g (\vartheta - \vartheta_3) + k_{\omega_z} \omega_z$.

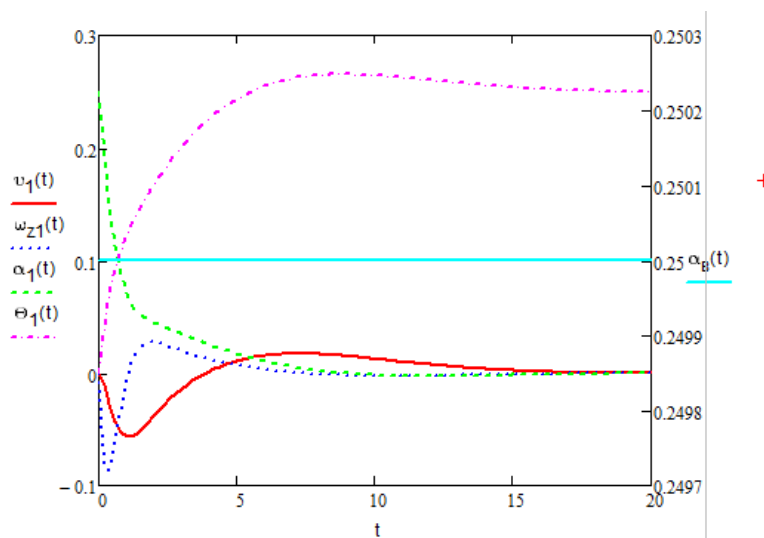


Рисунок 7 – Переходные процессы контура тангажа при ветровом воздействии

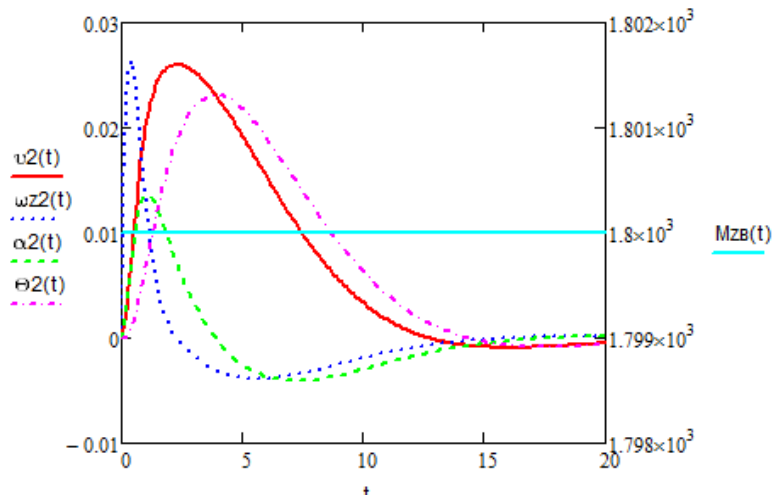


Рисунок 8 – Переходные процессы контура тангажа при изменении моментного возмущения

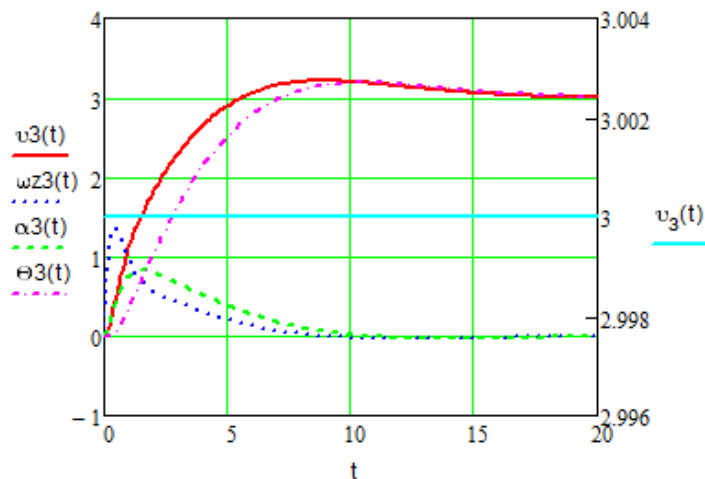


Рисунок 9 – Переходные процессы контура тангажа при изменении заданного тангажа

Возмущающими воздействиями является вертикальный ветер $\alpha_b(t)=const$ (рисунок 7), момент $M_{zb}(t)=const$ (рисунок 8) и изменение заданного тангажа $\vartheta_3(t)=const$ (рисунок 9).

Полное описание порядка выполнения исследований представлено в методических пособиях (Диль В.Ф. Системы автоматического управления полетом. Методическое пособие по выполнению лабораторных работ по САУП, часть 2. Иркутск: ИФ МГТУ ГА, 2020. 111 с.; Диль В.Ф. Пилотажно-навигационные комплексы. Методическое пособие по выполнению лабораторных работ по ПНК, часть 1. Иркутск: ИФ МГТУ ГА, 2020. – 76 с.).

Выводы

Технология программирования, описанная в работе позволяет получить адекватные результаты исследования динамики неуправляемого и управляемого движения ВС на различных этапах движения, различных ВС по

масса-габаритным и аэродинамическим параметрам, в различных внешних условиях полета, определяемых высотой и скоростью полета и при различных регуляторах по структуре и качеству параметров регуляторов, определяемых коэффициентами управления.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Диль В. Ф. Синтез нелинейных двухуровневых систем автоматического управления воздушного судна / В. Н. Сизых, В. Ф. Диль // Международный научно-исследовательский журнал. 2015. №11(42). Часть 2. С. 92-97. DOI:10.18454/IRJ.2015.42.050.
2. Диль В. Ф. Методика синтеза нелинейной системы управления воздушным судном на траекторном и пилотажном уровнях / В. Ф. Диль, В. Н. Сизых // Международный научно-исследовательский журнал. 2016. № 5-3(47). С. 87-92. – DOI 10.18454/IRJ.2016.47.267. – EDN VXMFQH.
3. Красовский А. А. Системы автоматического управления полетом пилотируемых летательных аппаратов. М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1971.
4. Воробьев В. Г. Автоматическое управление полетом самолетов / В. Г. Воробьев, С. В. Кузнецов. М.: Транспорт, 1995. 448 с.
5. Лайков М. И. Автоматика и управление. Иркутск: ИФ МГТУ ГА, 2010. 305 с.

УДК 629.7.05

ВОПРОСЫ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ И ПОДДЕРЖКИ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИОНИКИ ГРАЖДАНСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Кивокурцев А. Л., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. В статье проанализированы санкционные меры в отношении авиатранспортной отрасли Российской Федерации. Приводятся особенности построения различных поколений авионики воздушных судов гражданской авиации: автономных систем, децентрализованной авионики и интегральной модульной авионики, рассматриваются возможные проблемы их импортозамещения. Представлен краткий обзор нормативной базы разработки, производства, поддержки эксплуатации и импортозамещения авионики в России. Особое внимание в статье уделено «Комплексной программе развития авиатранспортной отрасли РФ», в рамках данной программы рассмотрены разделы: прогнозирование развития авиационной промышленности, проблемы технического обслуживания и ремонта ВС, а также состояние и направления развития цифровых сервисов для гражданской авиации. Представлены примеры производства и импортозамещения авионики в России. Рекомендовано в период санкционных ограничений обеспечить поддержку эксплуатации существующей авионики за счет выпуска систем аналогов и обеспечения запасными частями российскими предприятиями изготовителями и авиаремонтными заводами.

Ключевые слова: импортозамещение, санкционные ограничения, авионика, интеграция бортового оборудования, поддержка технической эксплуатации, организации по техническому обслуживанию, высшее учебное заведение (вуз).

ISSUES OF IMPORT SUBSTITUTION AND SUPPORT TECHNICAL OPERATION OF CIVIL AIRCRAFT AVIONICS

Kivokurtsev A. L., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk branch
(Irkutsk)*

Abstract. The article analyzes sanctions against the air transport industry of the Russian Federation. The features of the construction of various principles of avionics of civil aviation aircraft are given: autonomous systems, decentralized avionics and integrated modular avionics, possible problems of their import substitution. A brief overview of the regulatory framework for the development, production, operation support and import substitution of avionics in Russia is presented. Particular attention in the article is paid to the “Comprehensive program for the development of the air transport industry of the Russian Federation”; within the framework of this program, sections are considered: forecasting the development of the aviation industry, problems of aircraft maintenance and repair, as well as the state and directions of development of digital services for civil aviation. Examples of production and import substitution of avionics in Russia are presented. During the period of sanctions restrictions, it is recommended to provide support for the operation of existing avionics through the production of analogue systems and the provision of spare parts by Russian manufacturers and aircraft repair plants.

Keywords: import substitution, sanctions restrictions, avionics, integration of on-board equipment, technical operation support, maintenance organizations, higher education institution.

Введение

Проблема импортозамещения в России берет начало с конца XIX века. В своих работах российский министр финансов С. Ю. Витте и немецкий экономист Ф. Лист по вопросам импорта зарубежного товара подвергают критике правительство России – эта политика приводит к развалу её промышленности (согласно: Витте С. Ю. По поводу национализма. Национальная экономия и Фридрих Лист. М.: Европа, 2005. С. 282-284).

В современной России проблема импортозамещения появилась в 1990-е годы прошлого столетия после развала СССР, в связи с деградацией, импортозависимостью отраслей экономики. В области гражданской авиации практически отказались от выпуска своей техники и перешли на закупку зарубежной, что привело к закрытию многих авиационных и смежных, обеспечивающих промышленных предприятий, заводов, а также ввиду отсутствия государственной поддержки, уничтожению многих конструкторских бюро, научных школ, увольнению персонала и другим проблемам.

Только после объявления в отношении России западных санкций Правительством РФ стало уделяться внимание вопросам импортозамещения. В 2014 году принята соответствующая государственная программа и создана правительственная комиссия по импортозамещению (Согласно Постановлению Правительства РФ от 15 апреля 2014 года №328. Утверждена государственная программа «Развитие промышленности и повышение её конкурентоспособности»; Постановлению Правительства РФ от 4 августа 2015

года № 785 «О создании правительственной комиссии по импортозамещению»).

Среди отраслей экономики выделены наиболее критичные – сфера информационных технологий, машиностроение и сельское хозяйство. Эти сферы оказались существенно зависимыми от комплектующих и импортного сырья.

По мнению академика РАН В.Б. Бетелина – одного из ведущих российских специалистов в области информационных технологий, импортозависимость российской экономики обусловлена «либеральной финансовой моделью». Уже около 20 лет эффективностью большинства предприятий, включая отрасль информационных технологий, является финансовая составляющая, а не технологическая конкурентоспособность.

В качестве примера успешного решения проблемы импортозамещения в сфере ИТ-технологий можно привести Китай. В этой стране созданы и успешно развиваются высокотехнологичные компании (например, Huawei, Lenovo и другие), к сожалению, в России подобных компаний нет и в ближайшее время вряд ли появятся. В.Т. Бетелин считает, что «решением проблемы импортозамещения должны стать стимулирование со стороны российской ИТ-отрасли технологического развития важнейших отраслей экономики – энергетического, транспортного машиностроения, атомной промышленности, судостроения, аэрокосмической индустрии, оборонно-промышленного комплекса. Реализация высокотехнологичной продукции на мировом рынке должна обеспечить финансовые потоки, необходимые для удовлетворения потребности внутреннего рынка и социально-экономического развития страны в целом» [1].

В комплексной программе развития авиатранспортной отрасли Российской Федерации до 2030 года проанализирована сложившаяся ситуация в авиатранспортной отрасли России, в документе указано, что Западом в отношении России в феврале – марте 2022 г. введен целый ряд санкционных мер. В результате данных мероприятий для зарубежных и некоторых разрабатываемых и производимых российских ВС возникли проблемы выполнения оперативного и периодического технического обслуживания, вызванные поставкой комплектующих, систем. Для производства в России отечественных ВС появились проблемы поставки зарубежных покупных изделий, технологического оборудования. Запрет на своевременное обновление аэронавигационной базы данных создает проблемы безопасного выполнения полетов ВС (Согласно Распоряжению Правительства РФ от 25 июня 2022 года № 1693-р. Утверждена комплексная программа развития авиатранспортной отрасли Российской Федерации до 2030 года).

Санкционные меры западных стран оказали существенное влияние на производство и техническую эксплуатацию всего бортового оборудования и авионику, в частности, поэтому целью данной работы является – изучение и анализ вопросов импортозамещения и поддержки технической эксплуатации авионики гражданских воздушных судов. Материал статьи может быть использован для выработки практических рекомендаций для организаций по

техническому обслуживанию авиационной техники, для предприятий, выпускающих, импортозамещающих и поддерживающих техническую эксплуатацию авионики, а также при подготовке авиационных специалистов в вузах.

1 Интеграция бортового оборудования, особенности построения авионики воздушных судов гражданской авиации, проблемы импортозамещения

Интеграция бортовых систем является следствием ограниченности информационных, аппаратных, энергетических и других ресурсов, поэтому объединение различных бортовых систем обеспечивает оптимальное распределение их функций, а также обеспечение общей цели функционирования. Разработка и создание комплексов бортового оборудования явились следствием эволюционного развития бортового оборудования, наземных комплексов контроля, появления возможности автоматического и автоматизированного управления бортовыми системами и ВС в целом и, как следствие, повышением требований безопасности полетов ВС.

Современный комплекс бортового оборудования является совокупностью функционально-связанных систем, устройств, агрегатов и других изделий, установленных на борту ВС, которые обеспечивают решение пилотажно-навигационных и других специальных задач.

В России идеи интеграции получили свое развитие. В 70-80-е годы XX века в нашей стране созданы бортовые комплексы военных и гражданских ЛА. В конце 80-х годов научным коллективом в Военно-воздушной инженерной академии имени Н.Е. Жуковского под руководством академика РАН А.А. Красовского и впоследствии его учениками разработана теория создания и развития интегрированных бортовых комплексов. В середине 90-х годов НИИ АО, НИИ АС, ряд других научных организаций, конструкторских бюро в соответствии с государственной программой занимались разработкой «Базового комплекса бортового оборудования». (Согласно: Буков В. Н. Основы интеграции систем авиационного оборудования: Материалы лекций. / В. Н. Буков, С. В. Горюнов, В. В. Косьянчук, В. С. Кулабухов, А. И. Наумов, В. Н. Рябченко. М.: ВАТУ им. Н. Е. Жуковского, 2002. 180 с.)

Оборудование на борту ВС может быть условно разделено на три группы компонентов:

- авионику;
- целевое оборудование;
- общесамолетное оборудование.

Авионика на борту ВС выполняет функции: навигации, наблюдения окружающей обстановки, связь, взаимодействие со службами управления воздушным движением, автоматическое управление, отображение информации экипажу, восприятие команд экипажа бортовому оборудованию, преобразование интерфейсов, поддержка эксплуатации ВС, а также обеспечивает объединение отдельных бортовых элементов, систем комплексов

Целевое оборудование обеспечивает предназначение ЛА. Например, оборудование пассажирского салона: пульт управления, оборудование салона, кухня, места общего пользования, система развлечения пассажиров для среднемагистрального самолета.

Общесамолетное оборудование (ОСО) – все остальное бортовое оборудование, обеспечивающее управление элементами планера, силовой установкой, системой жизнеобеспечения, энергоснабжения, светотехническое обеспечение, обеспечение безопасности полетов, ручное управление ОСО.

Поколения авионики можно представить тремя различными структурами-схемами, которые характеризуются аппаратно-программными элементами, особенностями функционирования и взаимодействия.

На рисунке 1 представлено первое поколение авионики, оно характеризуется реализацией на борту отдельными функциональными автономными системами и приборами.

а) Автономные системы

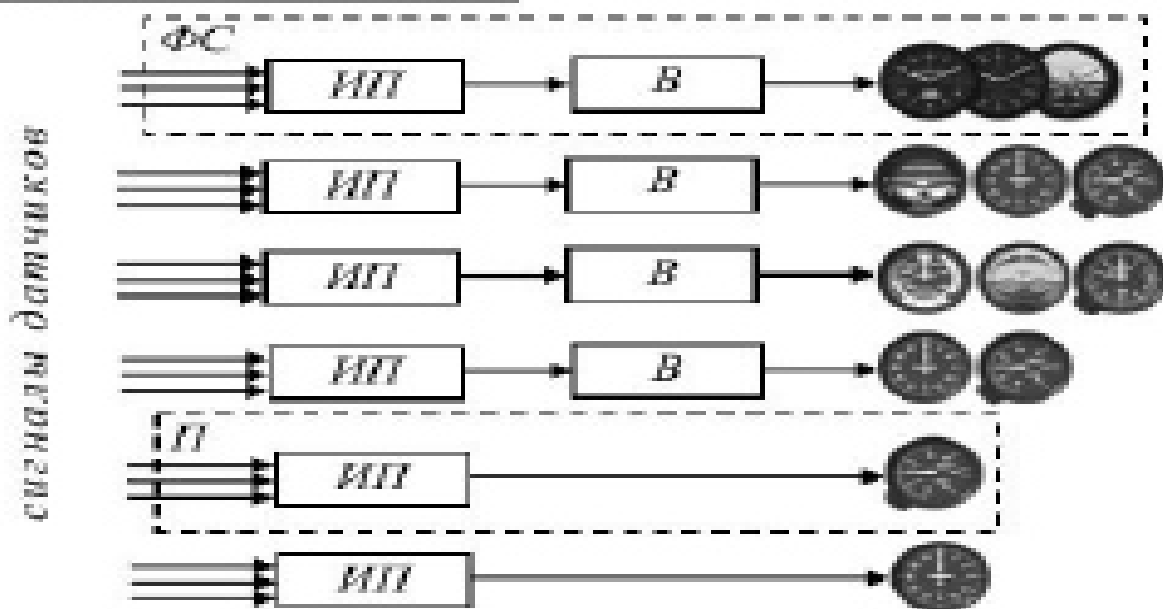


Рисунок 1 – Первое поколение авионики – автономные системы

Каждой системе присуще выполнение определенных функций. В составе функциональной системы имелись пульта управления, собственные датчики, измерители-преобразователи, вычислители и индикаторы. Приборы устанавливались на приборной доске. Связи между системами минимальны – радиальные интерфейсы «тока-точка». Развитие шло по пути добавления автономных приборов, а также перехода от аналоговой к цифровой электронике с использованием микропроцессорных комплектов (Согласно: Кучерявый А.А. Авионика. Учебное пособие для вузов. Санкт-Петербург: Лань, 2022. 452 с.).

В качестве примеров первого поколения российской авионики можно представить бортовое оборудование самолетов Ан-24, Ту-154, Як-42,

оборудование изготовлено на отечественной элементной базе, импортозамещение не требуется.

Для объединения большого количества оборудования на борту в начале 1980-х появилось второе поколение – федеративная (федеративно-централизованная) авионика. В начале одна функция бортовых систем была реализована в нескольких конструктивно-функциональных блоках, к концу 1980-х за счет интеграции одна функция была реализована в одном конструктивно-функциональном блоке. На рисунке 2 представлено второе поколение авионики. Примером его реализации стало создание первого отечественного комплекса стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования (КСЦПНО-204/96) для среднемагистральных самолетов Ту-204 и дальнемагистральных самолетов Ил-96. Позднее упрощенный вариант КСЦПНО стал основой для создания цифрового пилотажно-навигационного комплекса (ЦПНК-114) ближнемагистрального самолета Ил-114. Данные комплексы федеративной авионики являлись фактически интегрированными комплексами бортового оборудования первого поколения [2].

б) Федеративная авионика

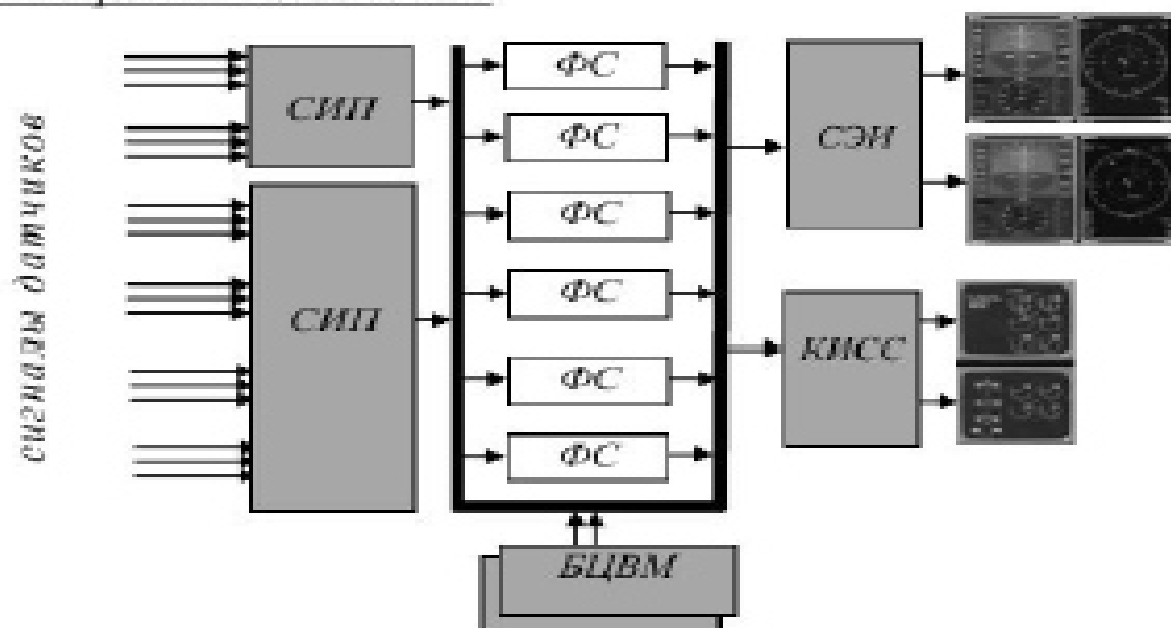


Рисунок 2 – Второе поколение авионики – федеративная авионика

Особенностью второго поколения авионики является разделение её на иерархические уровни обработки информации. Нижний уровень – функциональных подсистем, верхний уровень – комплексной обработки информации, индикации, контроля и управления. На рисунке 2 уровнем функциональных подсистем являются функциональные системы (ФС), имеющие в своем составе датчики первичной информации (антенны), блоки цифровой обработки информации (бортовые цифровые вычислительные машины или специализированные вычислители), а также средства измерения

и преобразования сигналов датчиков (концентраторы сигналов, аналого-цифровые преобразователи информации и другие устройства). Среди систем данного уровня можно выделить бесплатформенные инерциальные навигационные системы, системы воздушных сигналов, радионавигационные, радиолокационные, радиосвязные и другие системы. Через последовательные и мультиплексные каналы информационного обмена все бортовые системы КСЦПО связаны с верхним уровнем иерархии.

К системам верхнего уровня можно отнести вычислительную систему самолетовождения, комплексную вычислительную систему управления полетом и тягой, комплексную систему электронной индикации и сигнализации с 5-6 многофункциональными индикаторами, систему сбора и локализации отказов, комплексные пульта управления. Данный уровень иерархии является ядром бортового комплекса, обеспечивает интеграцию всех систем, комплексную обработку информации, управление, контроль и индикацию пилотажно-навигационных параметров самолета, параметров работы двигателей, бортовых систем, аварийно-предупреждающей сигнализации. Для обеспечения отказоустойчивости многие системы КСЦПО имеют 2-3 кратное аппаратно-программное резервирование [2, 3].

Оборудование федеративной авионики российских самолетов Ту-204, Ил-96 изготовлено на отечественной элементной базе, импортозамещение не требуется. Зарубежными аналогами самолетов с федеративной авионикой являются самолеты семейства А-320, А-330, В-737, В-757, В-767, В-777, при санкционной политике имеются большие проблемы эксплуатации.

Третье поколение авионики появилось в 1990-х годах, оно представляет собой интегральную модульную авионику (ИМА). На рисунке 3 представлено третье поколение авионики.

в) Интегрированная модульная авионика

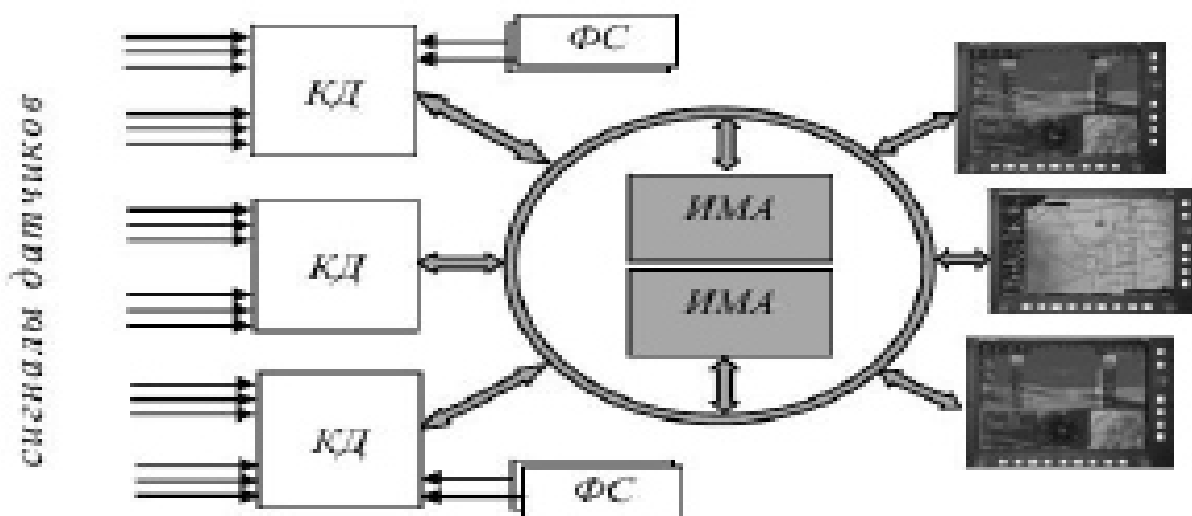


Рисунок 3 – Третье поколение авионики

Данная структура отличается высокой степенью интеграции систем и объединения ресурсов. Интегральная модульная авионика (ИМА) строится на основе единой вычислительной платформы – крейтов вычислительных систем, имеющих базовое системное программное ядро – операционную систему реального времени и отдельные модули, реализующие прикладное функциональное программное обеспечение (ФПО). В составе вычислительных систем имеется общая память и интерфейсные модули. Примерами приложения ФПО являются модули: вычислительной системы самолетовождения, комплексной системы управления, формирования изображения МФИ, коммутации и масштабирования сигналов, коммутатора сети, управления общесамолетным оборудованием, интегрированной связи, бортовой системы контроля и технического обслуживания, электропитания, терминалов пассажиров и развлечения и другие.

Крейты вычислительных систем ИМА имеют высокую степень резервирования, используют для обмена высокоскоростную, полносвязанную компьютерную сеть. Концентраторы данных (КД) используют для связи с аналоговыми датчиками и исполнительными устройствами, а также с бортовыми функциональными системами прошлых поколений, не имеющих интерфейса ИМА.

В начале 1990-х крейты (модули) ИМА были отдельными лёгкосъёмными конструктивно-функциональными модулями, реализующими одну функцию бортовых систем. К 2000-2010 годам в одном модуле ИМА уже реализовано множество функций. К 2025 году крейты ИМА будут построены на основе множества серверов, в каждом из них реализуется множество функций бортовых систем [3, 4].

Оборудование интегральной модульной авионики отечественных самолетов RRJ-95, MC-21 изготовлено на зарубежной элементной базе, требуется импортозамещение. Зарубежными аналогами самолетов с ИМА являются самолеты семейства А-350, А-380, В-787 при санкционной политике имеются большие проблемы эксплуатации.

2 Нормативная база разработки, производства, поддержки эксплуатации и импортозамещения авионики в России

В рамках федеральной целевой программы «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года» (Согласно Постановлению Правительства РФ от 15 октября 2001 года №728. Утверждена федеральная целевая программа «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года»).

реализован инновационный проект:

– Разработано унифицированное «ядро» авиационного бортового оборудования и агрегаты, основанные на принципах интегрированной модульной авионики. Это позволит обеспечить импортозамещение бортовых систем и агрегатов пассажирских и транспортных летательных аппаратов, находящихся в эксплуатации и в перспективных проектах. В настоящее время мировое и отечественное авиастроение переходит на новые принципы

создания комплексов бортового оборудования на основе унифицированных базовых элементов до начала разработки ВС, что позволяет повысить серийность и значительно снизить их стоимость, в том числе при модернизации воздушных судов.

В рамках Государственной программы Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы» (Согласно Постановлению Правительства РФ от 15 апреля 2014 года №303. Утверждена государственная программа Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013 - 2025 годы»):

– Цель этой государственной программы – создание высококонкурентной авиационной промышленности и закрепление ее позиции на мировом рынке в качестве третьего производителя по объемам выпуска авиационной техники.

– Подпрограмма 1 Самолетостроение. Цель этой подпрограммы – формирование глобальной конкурентоспособной самолетостроительной отрасли мирового уровня. Одна из задач, решение которой направлено на достижение этой цели – это обеспечение потребностей Российской Федерации в гражданской авиатехнике в значительной степени за счет отечественной продукции. Не менее важной задачей является развитие глобальной сервисной сети и системы послепродажного обслуживания.

В «комплексной программе развития авиатранспортной отрасли Российской Федерации до 2030» (Согласно Распоряжению Правительства РФ от 25 июня 2022 года № 1693-р. Утверждена комплексная программа развития авиатранспортной отрасли Российской Федерации до 2030 года):

1) Анализ существующего парка и прогноз развития авиационной промышленности.

Проанализирован парк коммерческих самолетов авиакомпаний, а также оценочный прогноз развития авиационной промышленности.

Из представленных данных можно сделать вывод, что до 2030 года при успешном выполнении программы импортозамещения возможна постепенная замена иностранных ВС и отечественных ВС с предельным сроком эксплуатации – новыми российскими ВС. Среди них 142 – самолета SSJ-NEW, 270 – самолетов МС-21-310, 70 – самолетов ИЛ-114, 70 – самолетов Ту-214, 12 – самолетов Ил-96-300, 140 – самолетов ТВРС-44 "Ладога", 178 – самолетов Л-410 и 154 – самолета "Байкал" (ЛМС-901).

Проанализировано состояние отрасли авиационного приборостроения. Данная отрасль включает 50 организаций. За счет поддержки со стороны государства данной отрасли в течение длительного времени выполнялись работы (НИР, ОКР) по разработке современных приборов, устройств, систем, агрегатов на основе интегральной модульной авионики, а также интегрированных комплексов бортового оборудования. Вопросы импортозамещения при разработках учитывались кардинальным образом. Достиженные результаты в данной области позволили создать отечественные образцы для военной авиации, что обеспечит импортозамещение в гражданской авиации.

2) Проблемы технического обслуживания и ремонта ВС.

Проведен анализ организаций по техническому обслуживанию ВС, по состоянию на апрель 2022 года количество организаций составило 241 единицу, потребности авиакомпаний полностью обеспечивались.

Анализ трудностей в снабжении зарубежными запчастями иностранных и российских ВС позволяет сделать вывод о необходимости альтернативных каналов поставки комплектующих, а также создания в России отечественных сертифицированных организаций, которые способны разрабатывать подобные системы и осуществлять выпуск ремонтной документации, или способных частично выполнять функции разработчика.

Вопросы поддержания летной годности ВС решаются за счет технического обслуживания ВС. Процедуры технического обслуживания включают: проверку ВС, замену агрегатов, систем, частей ВС, поиск и устранение неисправностей, ремонт и изменение конструкции ВС. Важнейшим элементом оперативного и периодического технического обслуживания является обеспечение запчастями и расходными материалами. Текущий уровень обеспеченности недостаточный в пределах 2-5 месяцев.

3) Состояние и направления развития цифровых сервисов для гражданской авиации.

Проанализированы цифровые сервисы, среди них можно выделить сервисы поддержки технической эксплуатации:

- сервисы основной деятельности авиакомпании: расчет планов полетов, планирование загрузки и центровки ВС, обслуживание и ремонт ВС, управление наземным обслуживанием;

- сервисы обеспечения экипажа и ВС для обеспечения перевозки: сервисы обмена между ВС и центром управления полетом, метеоусловия, навигационное обеспечение и план полета, электронный документооборот.

Для решения проблем цифровых сервисов необходимо формировать программы импортозамещения с учетом приоритетности, а также скорейший переход и внедрение российского программного обеспечения.

3 Примеры производства и импортозамещения авионики в России

Госкорпорация Ростех, в состав которой входит КРЭТ (Согласно: Концерн «Радиоэлектронные технологии», Россия), определила Концерн в качестве головной организации в сфере БРЭО в ноябре 2012 года, передав ему активы холдинга «Авиаприборостроение». Одним из направлений деятельности КРЭТ является авионика.

В состав КРЭТ входят 97 научно-исследовательских институтов и предприятий (Согласно: Концерн «Радиоэлектронные технологии». Материал из Википедии – свободной энциклопедии).

Примеры проектов КРЭТ:

- спроектирован и сертифицирован комплекс БРЭО (доля авионики 80%) для Ту-204СМ;

- разработан ИКБО на основе модульной авионики (ИКБО ИМА) для МС-21 (доля авионики 80%) с привлечением таких лидеров российского и мирового авиаприборостроения, как Московский институт электромеханики и автоматики (МИЭА), входящий в КРЭТ, французская компания Thales Avionics и американская Rockwell Collins, в настоящее время проводятся работы по импортозамещению;
- к концу 2023 г. завершает разработку БРЭО для SJ-100, оборудование заменит авионику французской компании Thales. Вариант кабины с импортозамещаемой авионикой самолета SJ-100 представлена на рисунке 4.
- планировали поставить оборудование для многоцелевого транспортного самолета (МТС), Sukhoi Superjet NG;



Рисунок 4 – Кабина с импортозамещаемой авионикой самолета SJ-100

- для Як-130 предприятиями КРЭТ были разработаны, произведены и интегрированы в единый цифровой комплекс авионики передовые системы навигационного, пилотажного и боевого БРЭО;
- в 2013-2015 годах концерн начал производство инерциальной навигационной системы БИНС-СП-2 для истребителей Су-35;
- в 2014 г. подписано соглашение с холдингом «Вертолеты России» о создании совместного предприятия – Центра комплексирования БРЭО вертолетов (КБО-17 для вертолетов Ми-171А2).

Выше в качестве опыта импортозамещения приведены примеры для военной авиации, они могут быть успешно реализованы и среди систем авионики самолетов гражданской авиации. Так на российских и зарубежных самолетах RRJ-95, МС-21, А-320, В-737 установлены интегрированные

отказоустойчивые инерциально-воздушные системы ADIRS, производства фирмы Honeywell различных модификаций [5].

Данные системы могут быть заменены разработанными и производимыми в России аналогами – бесплатформенными инерциальными навигационными системами, например БИНС-СП-2, и вариантами их интеграции с системами воздушных сигналов и спутниковых радионавигационных систем.

Заключение

Подводя итог, хочется сказать, что осуществлять полный отказ от импорта авионики не стоит, возможны варианты параллельного импорта через дружественные страны. Программы, реализуемые нашим государством не способны осуществить быстрый и полный переход на импортозамещение, для этого требуется время. Также полный отказ от импорта из-за отсутствия конкуренции может привести к ухудшению качества выпускаемых изделий. В этот переходный период санкционных ограничений необходимо обеспечить поддержку эксплуатации существующей авионики за счет выпуска систем аналогов и обеспечения запасными частями российскими предприятиями изготовителями и авиаремонтными заводами. Данный материал может быть использован для выработки практических рекомендаций для организаций по техническому обслуживанию авиационной техники, для авиационных предприятий, а также при подготовке авиационных специалистов в вузах.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Бетелин В. Б.* О проблеме импортозамещения и альтернативной модели экономического развития России // Стратегические приоритеты. 2016. № 1 (9). С. 11-21.
2. *Абрамов Б. М.* Создание первого отечественного комплекса стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования (КСЦПНО-96-204 и ЦПНК-114) / Б. М. Абрамов, А. А. Польский // Авиакосмическое приборостроение. 2003. №1.
3. *Кивокурцев А. Л.* Проблемы и перспективы применения интегральной модульной авионики в комплексах бортового оборудования / А. Л. Кивокурцев // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: Сборник трудов VIII Всероссийской с международным участием научно-практической конференции, Иркутск, 14–16 октября 2019 года. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2019. С. 62-67. – EDN SCZJSD.
4. *Радчук П. П.* Интегральная модульная авионика перспективного вертолета / П. П. Радчук, А. Л. Кивокурцев // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2016: сборник трудов IX Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов 6-8 декабря 2016 г. Том I. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2016. С. 189-197.
5. *Кивокурцев А. Л.* Опыт технической эксплуатации совмещенной инерциально-воздушной системы ADIRS самолета А-320 / А. Л. Кивокурцев, О. А. Соколов, А. Ю. Юрин // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2023. № 1. С. 134-154. – DOI 10.51955/2312-1327_2023_1_134. – EDN KHMDOJ

**ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ АВИОНИКИ ДЛЯ ОБЪЕКТОВ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ ОБОРОННО-
ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА**

Клоков И. И.^{1,2}
Маслов И. С.^{1,2}
Столяров В. Д.^{1,2}
Корнилов А. В.^{1,2}, канд. техн. наук
(научный руководитель)

¹АО «Арзамасское научно-производственное предприятие «ТЕМП-АВИА»
²Арзамасский политехнический институт (филиал) НГТУ им. Р.Е. Алексеева
(г. Арзамас)

Аннотация. В статье рассматриваются основные проблемы создания информационных систем бортового оборудования (авионики) для объектов гражданской авиации предприятиями оборонно-промышленного комплекса (ОПК). Приведено описание некоторых возможных подходов для их решения с учетом опыта одного из предприятий ОПК при сертификации комплектующих изделий по ГОСТ Р 58849-2020.

Ключевые слова: диверсификация производства, авионика, гражданская авиация, сертификация, разработка.

**PROBLEMS OF CREATING AVIONICS FOR CIVIL AVIATION
FACILITIES AT ENTERPRISES OF THE MILITARY-INDUSTRIAL
COMPLEX**

Klokov I. I.^{1,2}
Maslov I. S.^{1,2}
Stolyarov V. D.^{1,2}

Kornilov A.D.^{1,2}, Candidate of Technical Sciences
(scientific adviser)

¹ JSC "Arzamas Research & Production Enterprise "TEMP-AVIA"
²Arzamas Polytechnic Institute (branch) Nizhny Novgorod State Technical
University n.a. R.E. Alekseev
(Arzamas)

Abstract. The article discusses the main problems of creating information systems of onboard equipment (avionics) for civil aviation facilities by enterprises of the military-industrial complex. A description of some possible approaches for their solution is given taking into account the experience of one of the defense industry enterprises when certifying components according to GOST P 58849-2020.

Keyword: diversification of production, avionics, civil aviation, certification, development.

В рамках диверсификации производства (в соответствии с Перечнем поручений по итогам совещания по вопросу диверсификации оборонно-промышленного комплекса от 21.11.2018 г. № Пр-2423.) многими предприятиями оборонно-промышленного комплекса (ОПК) начата разработка приборов, систем и агрегатов для гражданской авиации [1]. Конечно, с февраля 2022 г. приоритеты производственных планов таких предприятий существенно изменились, однако необходимо понимать, что задача создания отечественной авиационной техники также является крайне важной, ведь экономические ограничения на приобретение иностранных самолетов и комплектующих к ним будут длиться еще достаточно долго.

При разработке авиационной техники гражданского назначения у предприятий ОПК возникает ряд проблем, обусловленных текущей ситуацией и спецификой самих предприятий [2]. Необходимо отметить, что с аналогичными трудностями могут столкнуться и предприятия, непосредственно работающие в сфере гражданского приборостроения. В материалах настоящей статьи будет использоваться практический опыт АО «Арзамасское научно-производственное предприятие «ТЕМП-АВИА» и некоторых других предприятий РФ, полученный при создании информационных систем бортового оборудования (авионики) для объектов малой гражданской авиации [3].

Разработку приборов, систем и агрегатов для объектов двойного или военного назначения промышленным предприятием контролируют специалисты военного представительства Министерства обороны Российской Федерации (ВП МО РФ), закрепленного за данным предприятием. Они же осуществляют контроль создания изделий для гражданской авиации по «ГОСТ Р 58849-2020 Авиационная техника гражданского назначения. Порядок создания», но уже в статусе независимой инспекции (НИ) – подразделения, назначенного уполномоченным органом по сертификации для осуществления функций в соответствии с федеральными авиационными правилами (ФАП). Подтверждением высокого уровня качества и соответствия требованиям технического задания разработанного изделия в таком случае будут являться результаты различных видов испытаний.

Основным же отличием создания изделий для гражданской авиации является необходимость не только разработки самого технического устройства (под контролем НИ), но и проведения процедуры сертификации (квалификации) под контролем Федерального автономного учреждения «Авиационный регистр Российской Федерации». Специалисты Авиарегистра РФ и специалисты назначаемого сертификационного центра (СЦ) – организации, аккредитованной в соответствии с ФАП для участия в работах по сертификации с целью экспертной оценки результатов данных работ, руководствуются особыми нормативными документами: ФАП-21, НЛГ, Р-4754А, КТ-254, КТ-178С, Р-4761 и др. Основной их целью является контроль правильности процедуры создания (разработки) изделия, а не оценка

характеристик конкретного образца. Должно быть подтверждено, что при разработке были использованы правильные подходы и технические решения, при строгом соблюдении которых будет обеспечено высокое качество продукции, и, как результат, обеспечена безопасность полетов и безопасность для жизни, здоровья и имущества людей.

На данном этапе проявляется первая проблема, часто возникающая при разработке изделий для объектов гражданской авиации на предприятиях оборонно-промышленного комплекса: необходимость обеспечить выполнение требований, как специалистов ВП МО РФ – НИ, так и экспертов-аудиторов Авиарегистра РФ, которые не только руководствуются в работе разными нормативными документами (применяют отличающиеся подходы), но и, зачастую, имеют противоположные мнения на один и тот же вопрос [4].

Например, техническое задание (ТЗ), разработанное в соответствии с ГОСТ Р 58849-2020 и удовлетворяющее требованиям ВП МО РФ – НИ, кардинально отличается от квалификационного базиса – документа, содержащего требования к изделию с учетом требований стандартов и иных документов российских и международных авиационных организаций, который является основным для Авиарегистра и СЦ.

Так, АО АНПП «ТЕМП-АВИА» осуществляет разработку информационных систем (комплектующих изделий) как компонентов III класса категории А (в соответствии с ГОСТ Р 58849-2020) с целью получения Сертификата годности комплектующего изделия (СГКИ) как в инициативном порядке, так и по договору с заказчиком.

При инициативной разработке определялся тип воздушного судна, на котором могла бы быть установлена создаваемая система, анализировались технические характеристики нескольких конкретных возможных «потребителей» и определялись их «усредненные» показатели. Технические требования на разрабатываемое комплектующее изделие (КИ) формировались по результатам проведенного анализа. После успешного завершения сертификации система может быть использована любым разработчиком воздушного судна установленного типа.

Разработка по договору с заказчиками проводилась под конкретные требования конкретного воздушного судна.

В обоих случаях было разработано как техническое задание (для инициативной сертификации – технические требования), согласованное с ВП МО РФ – НИ, так и квалификационный базис, согласованный СЦ и Авиарегистром РФ.

Следующая проблема проявляется уже при разработке непосредственно конструкции изделия. Так, специалистам, имеющим большой опыт в разработке авиационной техники по «военным» стандартам, достаточно сложно адаптироваться к идеологии, регламентированной стандартами Росавиации Р-4754А, КТ-254, КТ-178С, Р-4761, т.к. они существенно различаются. Это проявляется как в незначительных моментах (различный

набор необходимой документации, отсутствие требований по проверке документов нормоконтролером с последующей сдачей оригиналов и подлинников документов в специальный архив и т.д.), так и принципиальных подходах: различные этапы при создании изделия, необходимость визуального формирования подробного «дерева» требований, обязательное условие – проведение независимой валидации (промежуточная проверка правильности и полноты сформированных требований) и верификации (окончательная проверка реализации конструкции и выполнения требований), проведение четырех проверок (аудитов) специалистами Авиарегистра РФ и т.д.

Также необходимо учитывать, что современные гражданские авиационные стандарты типа Р-4754А, КТ-254, КТ-178С и т.п. являются прямыми или адаптированными переводами иностранных документов, что приводит к некоторым несоответствиям между их положениями. Более того, ряд стандартов, которые разработаны и приняты за рубежом, используются при разработке в РФ неофициально [5]: они не внедрены и отсутствуют методы оценки соответствия этим стандартам (например, ARINC 653, ARINC 664, ARINC 825).

С этой точки зрения, многим техническим специалистам работа по «военным» ГОСТам кажется более предпочтительной.

Одним из возможных путей решения указанной проблемы на промышленном предприятии ОПК может стать формирование обособленного подразделения, состоящего из молодых сотрудников, направленностью которого будет исключительно разработка изделий по требованиям Росавиации.

Однако, как показал практический опыт АО АНПП «ТЕМП-АВИА», предпочтительным является вариант «комплексирования» знаний и навыков: молодые специалисты осуществляют проектирование и конструирование по стандартам Росавиации и ГОСТ ЕСКД, а контроль за разработкой осуществляют несколько руководителей рабочих групп, имеющих большой опыт работы по созданию военной техники, также понимающих и принимающих идеологию сертификации по стандартам Росавиации. Такие сотрудники способны «увязать» одни требования с другими с целью адаптации производственных процессов, принятых на предприятии ОПК.

Важной проблемой является обеспечение требуемого уровня гарантии разработки и достижения заданных величин вероятности при отказных состояниях (показатели надежности).

В соответствии с «военным» подходом, на начальном этапе разработки системы проводится ориентировочный расчет надежности планируемых для применения (а иногда и уже примененных в первых опытных образцах изделия) электронных компонентов и модулей. В дальнейшем проводится определение рабочих режимов каждого компонента. На основании полученных экспериментальным путем данных, а также по результатам испытаний составляется уточненный расчет надежности. Такие показатели

надежности как Назначенный ресурс и срок службы определяются исключительно испытаниями опытного образца системы. Решение об изменении конструкции в части замены одного электронного компонента или модуля на другой производится по результатам оценки условий применения (оценки рабочих режимов) или по результатам испытаний (в случае возникновения отказа образца).

Идеология, заложенная в процедуру сертификации по стандартам Росавиации, предполагает оценку безопасности системы (показателей надежности) через подробный анализ отказных состояний компонентов и проведенный «Руководству 4761 по методам оценки безопасности систем и бортового оборудования воздушных судов гражданской авиации» (Р-4761) расчет. После получения теоретических значений выдается заключение о правильности принятых технических решений. Соответственно, при несоответствии полученных значений разработчик вынужден перерабатывать конструкцию системы с целью улучшения числового значения вероятности возникновения отказного состояния (на час полета) и только после соответствующего одобрения со стороны экспертов-аудиторов Авиарегистра РФ может приступить к изготовлению опытного образца в соответствии с утвержденной конструкцией.

При таком подходе дополнительной проблемой становится текущая ситуация на рынке электронных компонентов: ввиду имеющихся ограничений отсутствует полная уверенность получения необходимых электронных компонентов, заявленных в документации. И если в случае с военной техникой замена в утвержденной конструкции дефицитного элемента радиоэлемента на другой может быть проведена с минимальным объемом испытаний (в зависимости от уровня критичности элемента) и по согласованию с соответствующим ВП МО РФ, то в рамках сертификации для объектов гражданской авиации такая замена может быть рассмотрена экспертами-аудиторами Авиарегистра РФ как «главное изменение конструкции» (в соответствии с ГОСТ Р 58849-2020) и повлечь за собой повторное проведение разработки и испытаний.

Именно поэтому специалистами АО АНПП «ТЕМП-АВИА» при разработке систем авионики реализуется по возможности простая, но в то же время, надежная конструкция как самого комплектующего изделия в целом, так электронной аппаратуры и программного обеспечения в частности (без применения ПЛИС, дополнительных «интерфейсных» микроконтроллеров, с написанием программного обеспечения без применения кодогенерации).

Заключение

В настоящей статье представлены основные проблемы, возникающие в процессе разработки информационно-измерительных систем для объектов гражданской авиации предприятиями ОПК, а также приведены решения для преодоления указанных трудностей, апробированные на практике. По

результатам анализа можно сделать вывод, что основными причинами возникновения проблем является сложность объединения подходов к разработке (военного и гражданского), отсутствие массово внедренного опыта разработчиков и незавершенность внедрения стандартов Росавиации в производственный процесс авиастроительных предприятий.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Перечень поручений по итогам совещания по вопросу диверсификации оборонно-промышленного комплекса от 21.11.2018 г. № Пр-2423. [Электронный ресурс] URL: <http://www.kremlin.ru/acts/assignments/orders/59448> (дата обращения 29.09.2023).
2. *Варшавский А. Е.* Синергия производства военной и гражданской продукции (на примере авиационной промышленности) / А. Е. Варшавский, М. Г. Дубинина // Национальные интересы: приоритеты и безопасность. 2017. № 1 (346). С. 20-33.
3. *Второв А. А.* В рамках диверсификации АНПП «ТЕМП АВИА» разрабатывает пилотажные системы для гражданской авиации / А. А. Второв, И. И. Клоков, И. С. Маслов, В. Д. Столяров // Точно в цель. 2023. № 2 (34). С. 58-61.
4. *Аветисян С. А.* Международный подход к сертификации авиационных электротехнических изделий // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2018. № 1 (79). С. 67-73. – EDN YVINQW.
5. *Герасин А. А.* Разработка перспективных электромеханических преобразователей энергии летательных аппаратов на гибридных магнитных подшипниках и создание методологических основ их сертификации: дис. ... д-ра техн. наук: 05.09.01 / А. А. Герасин. Москва, 2019. 307 с.

УДК 629.7.02

К ВОПРОСУ О РАЗРАБОТКЕ ИМИТАЦИОННОЙ НАТУРНОЙ МОДЕЛИ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО ЦИФРОВОГО ИНДИКАТОРА

Макаров И. К., канд. техн. наук
Дворников В. В.
Возняк В. А.

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. В статье представлен опыт разработки и применения на пилотажных стендах имитационной натурной модели многофункционального цифрового индикатора, вычислительным ядром которого является микроконтроллер Arduino Nano, а для разработки информационного поля использована программа векторной графики Macromedia Flash Professional.

Ключевые слова: пилотажные стенды, микроконтроллер Arduino, многофункциональный цифровой индикатор, Macromedia Flash Professional.

ON THE ISSUE OF DEVELOPING A FULL-SCALE SIMULATION MODEL OF THE MULTIPURPOSE DIGITAL INDICATOR

Makarov I. K., Candidate of Technical Sciences
Dvornikov V. V.
Voznjak V. A.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. In the article experience of developing and application at flight stands of simulation model of the multipurpose digital indicator is presented by which computing kernel microcontroller Arduino Nano is, and for information field developing the program of vector drawing Macromedia Flash Professional is used.

Keywords: flight stands, microcontroller Arduino, the multipurpose digital indicator, Macromedia Flash.

Для качественной подготовки авиационных специалистов с точки зрения эксплуатации и пилотирования летательных аппаратов предполагаются обязательные практические занятия. Они могут проводиться как непосредственно на авиационной технике, так и на специализированных стендах, имитирующих их работу (Согласно: Прокофьев И.О. Авиационные тренажеры. Части 1,2,3. Учебно-методическое пособие по проведению практических занятий. М.: 2021. 264 с.) [1, 2]. Занятия на технике организовать получается не всегда, так как количество летательных аппаратов конкретного типа ограничено, а учебных групп, в которых изучается данный летательный аппарат, может быть несколько. Кроме того, не весь личный состав из числа обучаемых имеет возможность посетить практическое занятие, учитывая специфику военного образования. В качестве специализированных стендов могут применяться пилотажные стенды, например, для разработки и тестирования системы управления летательным аппаратом, или авиационные тренажеры, призванные прививать летному составу навыки пилотирования.

Полученные при использовании перечисленных стендов практические навыки напрямую зависят от степени соответствия применяемого оборудования реальному объекту. Иначе говоря, информационно-управляющее поле кабины стенда должно содержать те же элементы, что и прототип [3, 4, 5].

В настоящее время в военном учебно-научном центре на кафедре авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов факультета летательных аппаратов для проведения исследований в области разработки и применения алгоритмов систем управления летательными аппаратами, применяются различные типы пилотажных стендов. На рисунке 1 представлены пилотажные стенды маневренной и не маневренной авиации, стационарный и мобильный вертолетный стенд.



Рисунок 1 – Пилотажные стенды кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов: а) маневренной авиации; б) не маневренной авиации; в) стационарный вертолетный стенд; г) мобильный вертолетный стенд

Общим для представленных стендов недостатком является невозможность переключения кадров многофункционального цифрового индикатора (МФЦИ), так как изображенные на дисплее кнопки переключения имеют демонстративный характер. На рисунке 2 представлены пилотажные кадры приборных досок некоторых пилотажных стендов с размещенными на них виртуальными МФЦИ.



Рисунок 2 – Пилотажные кадры приборных досок стендов с размещенными на них виртуальными многофункциональными цифровыми индикаторами

Необходимость в переключении кадров МФЦИ обостряется при решении нескольких последовательных задач пилотирования, например, при переходе на режим дозаправки в воздухе, посадки на палубу авианосца, полета по маршруту и так далее.

Имеющиеся в продаже имитационные модели МФЦИ имеют большую стоимость, закрытый программный код, отсутствие возможности сопряжения с используемым на кафедре программными продуктами математического моделирования динамики движения летательных аппаратов, кроме того, доставка данного оборудования осуществляется из-за рубежа, что исключает возможности гарантийного обслуживания.

Перечисленные особенности формируют необходимость в разработке имитационной натурной модели многофункционального цифрового индикатора, с возможностью его использования на пилотажных стендах или авиационных тренажерах при проведении практических упражнений с летным или инженерным составом.

В рамках сформулированной цели, силами сотрудников кафедры разработана трехмерная САД-модель разрабатываемого МФЦИ, на рисунке 3 представлены её составные части и сборка.

В качестве вычислительного ядра выбран микроконтроллер Arduino Nano обладающий рядом преимуществ: компактный размер; большое количество аналоговых и цифровых портов (14 цифровых входов/выходов, 6 из которых могут использоваться как ШИМ – выходы, 8 аналоговых входов); низкая стоимость; высокая производительность.

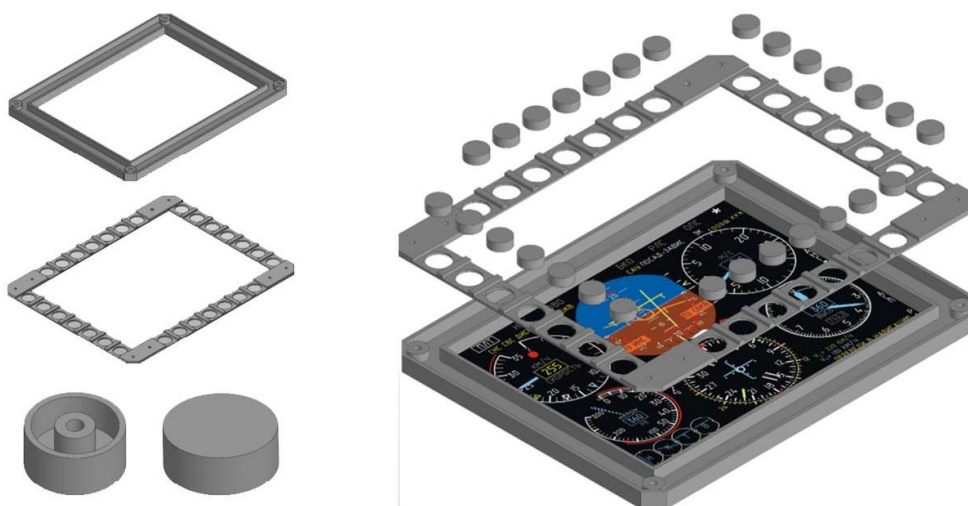


Рисунок 3 – Трехмерная САД-модель разрабатываемого МФЦИ

Изготовление корпуса имитационной натурной модели МФЦИ осуществлялось с использованием аддитивных технологий на принтере Tevo Tornado. В качестве материала для печати был выбран PETG пластик, который прекрасно противостоит различному воздействию со стороны окружающей среды. Он имеет хорошую гибкость, низкий коэффициент усадки, прекрасные адгезионные свойства, при печати отсутствует неприятный запах.

Для реализации снятия логического сигнала с 28 кнопок разрабатываемой МФЦИ, они были подключены путем последовательного соединения к аналоговым входам микроконтроллера Arduino, причем между каждой кнопкой установлен резистор номиналом 1 кОм. При последовательном подключении резисторов, их сопротивление складывается. Таким образом, каждой кнопке присваивается свое сопротивление. На рисунке 4 представлена принципиальная схема подключения кнопок к микроконтроллеру и фото с размещенной электрической цепью в корпусе МФЦИ.



Рисунок 4 – Принципиальная схема подключения кнопок к микроконтроллеру и фото с размещенной электрической цепью в корпусе МФЦИ

Разработка пилотажных кадров МФЦИ осуществлялась в программе Macromedia Flash Professional, в котором в качестве языка программирования используется внутренний язык ActionScript 3.0. Данный язык является объектно-ориентируемым языком программирования, один из диалектов ECMAScript, который добавляет интерактивность, обработку данных и многие другие возможности, реализуемые в Flash-приложениях.

Для работы имитационной модели индикации необходимо создать функцию отработки программного кода и реализации его в пилотажном кадре. Дополнительно необходимо пронумеровать все сигналы, отвечающие за тот или иной параметр.

На рисунке 5 представлены две разработанные имитационные натурные модели МФЦИ с отображенными на них пилотажно-навигационными кадрами.

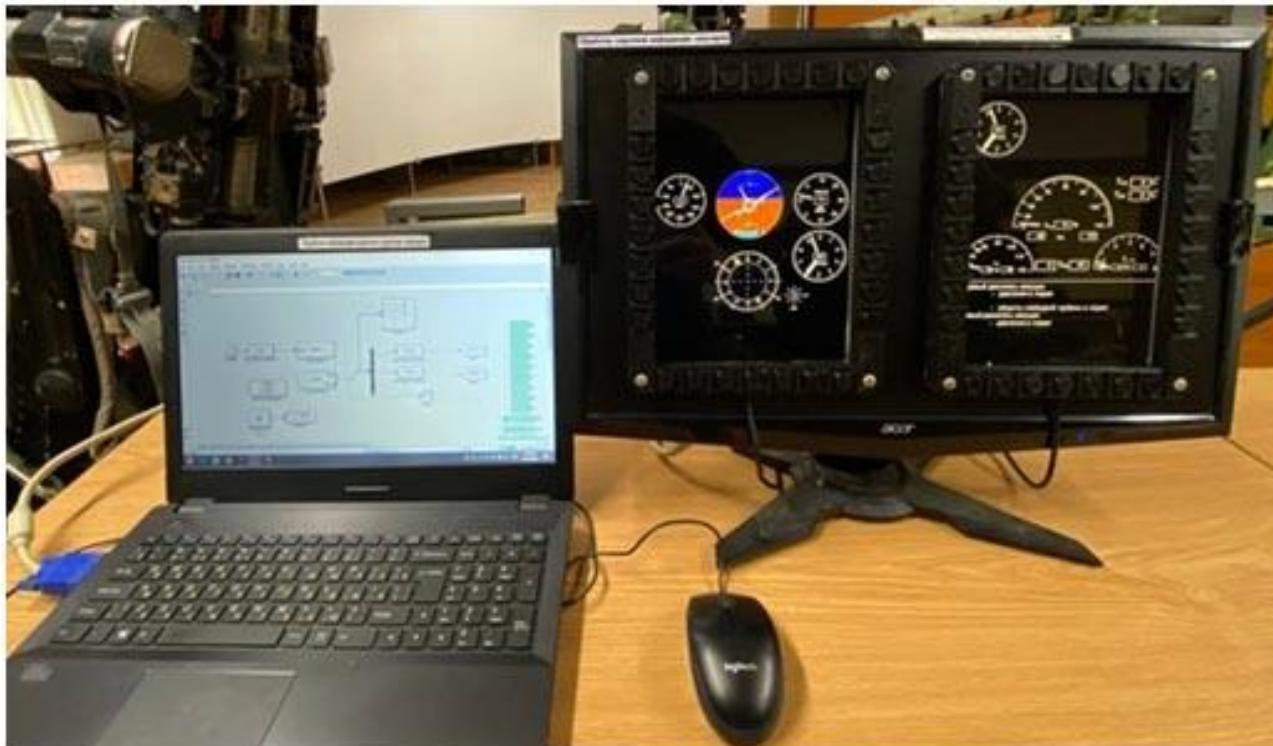


Рисунок 5 – Разработанные имитационные натурные модели МФЦИ с отображенными на них пилотажно-навигационными кадрами

Таким образом, применение разработанных имитационных натурных моделей МФЦИ в составе пилотажных стендов и тренажеров позволит повысить эффективность обучения авиационных специалистов в рамках практических занятий.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Бондер В. А.* Авиационные тренажеры / В. А. Бондер, Р. А. Закиров, И. И. Смирнова. М.: Машиностроение, 1978. 192 с.
2. *Шишкова В. Е.* Авиационные пилотажные стенды / В. Е. Шишкова, В. А. Мустафина. М.: Машиностроение, 2003. 228 с.
3. *Князев А. С.* Использование интерактивного макета кабины экипажа самолета ДА-42Т в учебном процессе / А. С. Князев, А. Ю. Попов, Е. А. Романцов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. №26(4). С. 31-49. doi.org/10.26467/2079-0619-2023-26-4-31-49.
4. Использование имитатора многофункционального индикатора самолёта в учебном процессе вуза / А. С. Князев, А. С. Антоненко, Е. Д. Арбузов, А. Д. Чеботарев // Труды МАИ. 2022. № 123. – DOI 10.34759/trd-2022-123-20. – EDN BXFGEG.
5. Интерактивный процедурный тренажер первоначальной подготовки авиационного персонала с использованием виртуальной реальности / М. С. Лагкуев, И. Н. Котлов, М. А. Судаков, А. В. Шевченко // Вестник военного образования. 2021. № 1 (28). С. 59-62.

**ОПЫТ РЕАЛИЗАЦИИ ЦИФРОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ
ВЫПОЛНЕНИИ ВЫПУСКНЫХ КВАЛИФИКАЦИОННЫХ РАБОТ
ОБУЧАЮЩИМИСЯ НАПРАВЛЕНИЯ ПОДГОТОВКИ 25.03.02
ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ АЭС И ПНК**

Мишин С. В., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Представлены материалы, обобщающие опыт применения микропроцессорной техники при выполнении выпускных квалификационных работ с целью модернизации аналоговых блоков авиационного оборудования. Подтверждена возможность и разработан алгоритм такой модернизации. Полученные результаты позволяют снизить конструктивную массу, стоимость производства и эксплуатации, повысить надежность и обеспечить гибкость алгоритма функционирования сложных технических систем.

Ключевые слова: выпускная квалификационная работа, микропроцессорная техника, цифровые технологии, модернизация, авиационное оборудование, цифровой блок управления, микроконтроллер, гибкость алгоритма функционирования, сложная техническая система.

**EXPERIENCE IN IMPLEMENTING DIGITAL TECHNOLOGIES DURING
GRADUATION QUALIFICATION WORKS BY STUDENTS OF THE
TRAINING PROGRAM 25.03.02 TECHNICAL OPERATION OF AVIATION
ELECTRICAL SYSTEMS AND PILOT AND NAVIGATION SYSTEMS**

Mishin S. V., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. Materials summarizing the experience of using microprocessor technology in the performance of graduation qualification work in order to modernize analog units of aircraft equipment are presented. The possibility has been confirmed, and an algorithm for such a modernization has been developed. The obtained results make it possible to reduce structural weight, production and operation costs, increase reliability and ensure flexibility of the algorithm of functioning of complex technical systems.

Keywords: graduation qualification work, microprocessor technology, digital technologies, modernization, aircraft equipment, digital control unit, microcontroller, flexibility of operation algorithm, complex technical system.

Постановка задачи

В современном парке воздушных судов и по сей день находится большое количество самолетов и вертолетов аналогового типа. Их жизненный цикл будет

продолжаться еще не одно десятилетие. Однако современные цифровые подходы в развитии бортового и наземного комплекса оборудования требуют модернизации уже эксплуатирующейся техники. Таким образом, **целью данной работы** является подтверждение возможности и отработка алгоритма модернизации аналоговых блоков систем авиационного оборудования, оценка эффективности этой модернизации.

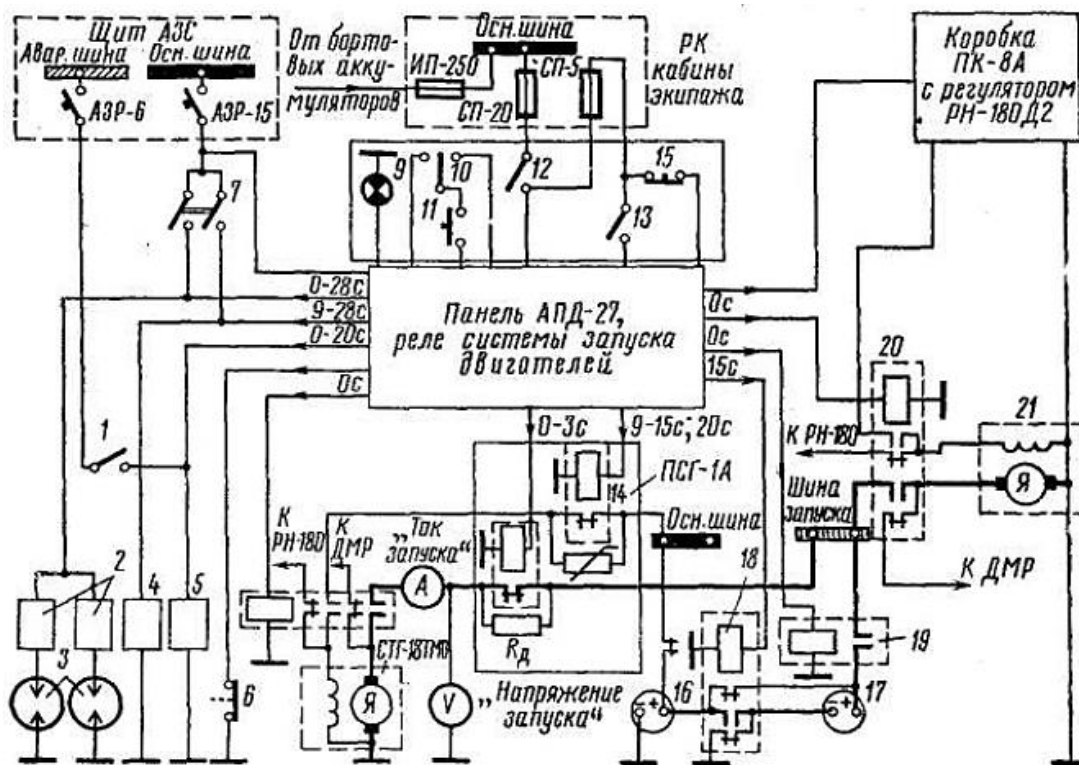
Выполнение и защита выпускной квалификационной работы является заключительным этапом подготовки выпускников любого ВУЗа. Очень важно, чтобы обучающийся выполнил такую работу, которая стала бы реализацией приобретенных им в ходе обучения компетенций. Именно такой подход осуществляется на кафедре авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов Иркутского филиала МГТУ ГА. Так за последние несколько лет при выполнении выпускных квалификационных работ созданы цифровые блоки управления запуском авиационного двигателя Аи-24, противообледенительной системой и керосиновым обогревателем КО-50 вертолета Ми-8, а также демонстрационные макеты этих систем. Разработано цифровое устройство для предотвращения теплового разгона щелочных аккумуляторных батарей. Все проекты реализованы на базе программно-аппаратного комплекса Arduino, построенного на микроконтроллере ATmega328 [1; 2].

Результаты, полученные из опыта выполнения выпускных квалификационных работ обучающимися направления подготовки 25.03.02 «Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов», позволили выявить закономерности и сформулировать рекомендации по модернизации аналоговых блоков систем авиационного оборудования и оценке эффективности этой модернизации.

Итак, началу работы по модернизации любой системы комплекса авиационного оборудования предшествует изучение принципа действия этой системы с учетом принципиальных и электрокинематических схем (при создании новых устройств сразу разрабатывается цифровая принципиальная электрическая схема). Пример электрической схемы системы управления запуском авиационного двигателя Аи-24 представлен на рисунке 1.

На втором этапе работы разрабатывается структурная схема системы, подлежащей модернизации. Схема должна представлять взаимодействие разрабатываемой автоматической панели запуска со штатными элементами системы запуска. Ниже в качестве примера представлена структурная схема системы запуска двигателя АИ-24 (рисунок 2) вертолета Ми-8.

Третьим этапом работы является подбор элементной базы и разработка принципиальной электрической схемы модернизированной цифровой системы. В качестве примера на рисунке 3 представлена цифровая схема системы запуска авиационного двигателя Аи-24 [3].

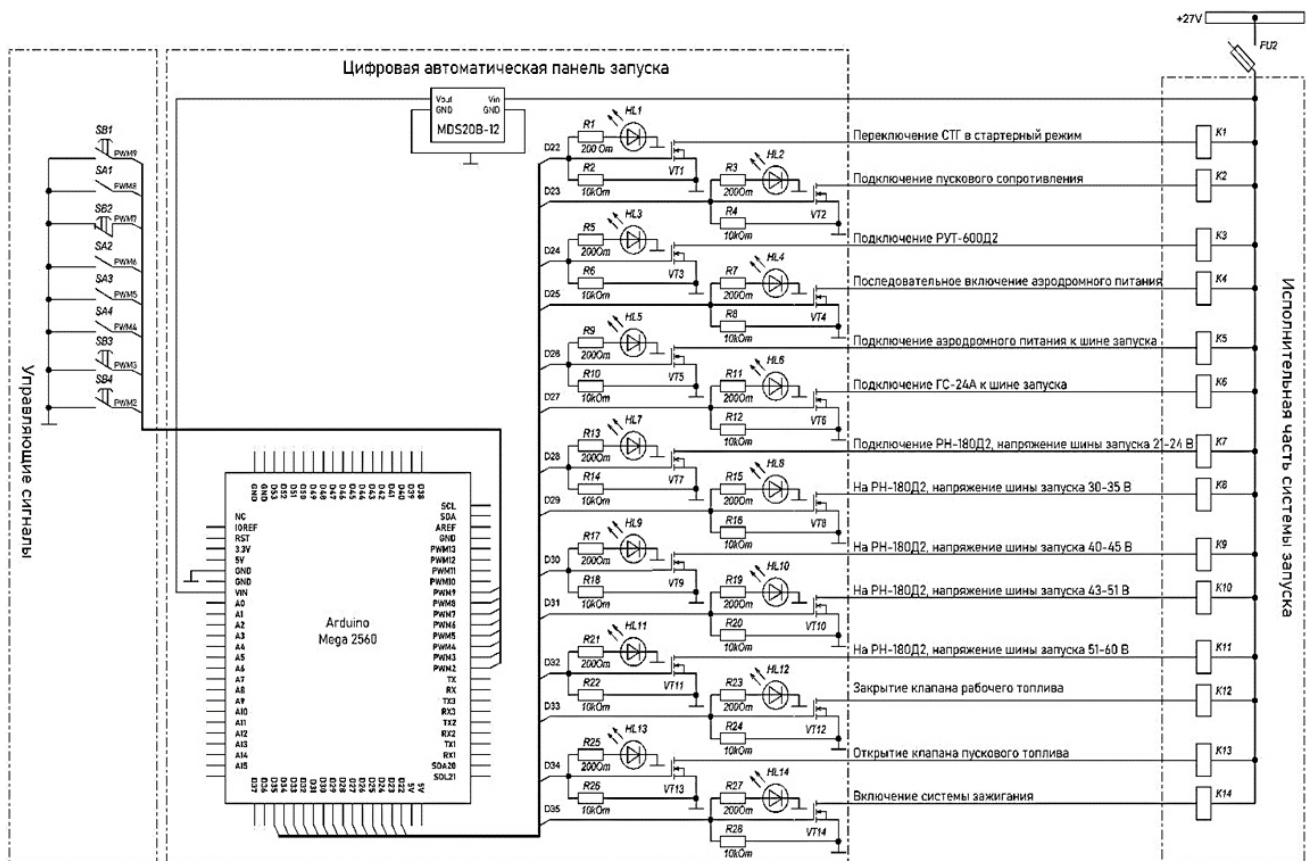


1 – выключатель «Стоп-кран»; 2 и 3 – катушки и свечи зажигания; 4, 5 – клапаны пускового и рабочего топлива электромагнитные; 6 – выключатель пневмоэлектрический ВС-1А; 7 – выключатель «Запуск в воздухе»; 8 – контакторы включения стартера; 9 – лампочка «Работа АПД»; 10 – переключатель выбора двигателя «Левый – Правый»; 11 – кнопка «Запуск»; 12 – выключатель «Земля – Воздух»; 13 – выключатель «Холодная прокрутка – Запуск»; 14 – контактор включения регулятора тока РУТ-600Д2; 15 – кнопка «Прекращение запуска»; 16, 17 – разъемы аэродромного питания; 18 – контактор последовательного подключения аэродромных источников электроэнергии к шине запуска; 19 – контактор подключения аэродромных источников электроэнергии к шине запуска; 20 – контакторы включения генератора ГС-24А в режим питания шины запуска; 21 – генератор ГС-24А

Рисунок 1 – Упрощенная схема системы запуска двигателя АИ-24



Рисунок 2 – Структурная схема цифровой системы запуска



SB1 – концевой выключатель РУД, SA1 – выключатель ПРТ-24, SB2 – пневмоэлектрический выключатель ВС-1А, SA2 – выключатель «Борт – Аэродром», SA3 – выключатель «Холодная прокрутка – Запуск», SA4 – выключатель «Земля – Воздух», SB3 – кнопка «Прекращение запуска двигателя», SB4 – кнопка «Запуск», FU2 – автомат защиты сети, R1 – R28 – резисторы, HL1 – HL14 – светодиоды, VT1 – VT14 – MOSFET транзисторы, K1 – K14 – исполнительные контакторы

Рисунок 3 – Принципиальная схема цифровой автоматической панели запуска

После того, как разработана принципиальная электрическая схема цифровой системы управления, и выполнен подбор элементной базы, можно переходить к разработке и изготовлению печатной платы устройства.

Для разработки печатной платы изделия необходимо воспользоваться любой доступной программой трассировки. В качестве примера на рисунке 4 представлен результат трассировки печатной платы разработанного устройства в программной среде Sprint Layout. Эта программа предназначена для проектирования и трассировки печатных плат, проверку корректности результатов. Программа характеризуется доступным интерфейсом, возможностью работы с обеими сторонами платы. Программа находится в свободном доступе с сохранением всех функций проектирования [4].

После этапа трассировки выполняются технологические процессы по изготовлению печатной платы:

- подготовка текстолита к нанесению схемы;
- нанесение защитного покрытия (схемы);

- травление хлорным железом;
- сверление отверстий для дальнейшего размещения элементов;
- нанесение флюса и лужение;
- размещение и пайка электронных элементов на плате [5].

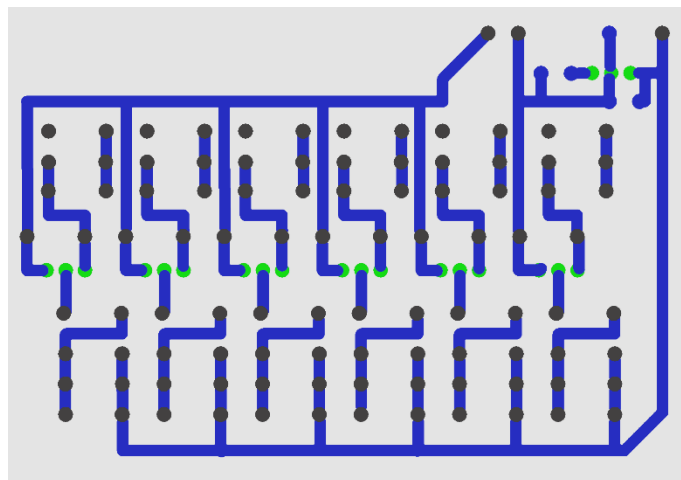


Рисунок 4 – Трассировка печатной платы в программе Sprint Layout

Внешний вид разработанной и изготовленной печатной платы представлен на рисунке 5.

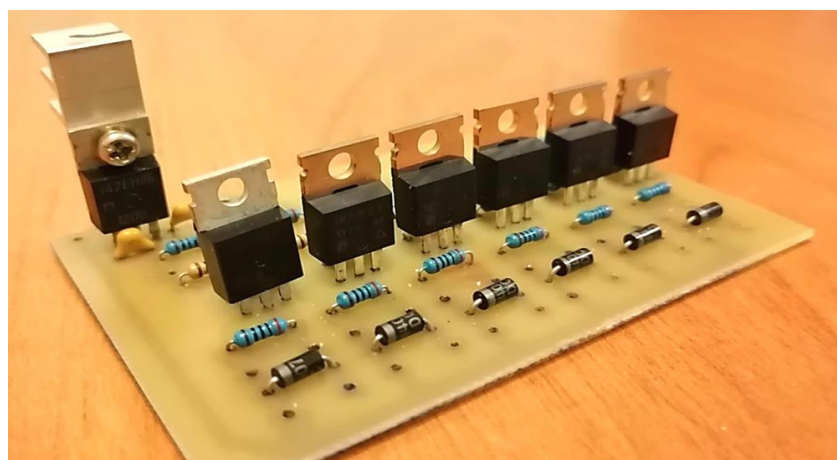


Рисунок 5 – Внешний вид разработанной печатной платы (пример)

После изготовления печатной платы переходим к окончательной сборке разработанной системы. Согласно принципиальной электрической схеме производим монтаж и электрические соединения как элементов самого цифрового блока управления, так и блока со штатными бортовыми устройствами и элементами, которые остаются не затронутыми модернизацией. На рисунке 6 в качестве примера представлен разработанный цифровой блок управления запуском авиационного двигателя Аи-24. В его правой части виден разъем, с помощью которого производится интегрирование блока в комплекс реальной бортовой системы.

Заключительными этапами работы являются разработка программного обеспечения устройства и проверка его работоспособности. Для разработки программного обеспечения в выпускных работах использовалась штатная программная среда «Arduino IDE» [6]. Проверка работоспособности устройства возможна на его действующей модели, либо в симуляторе Proteus 8 [7].

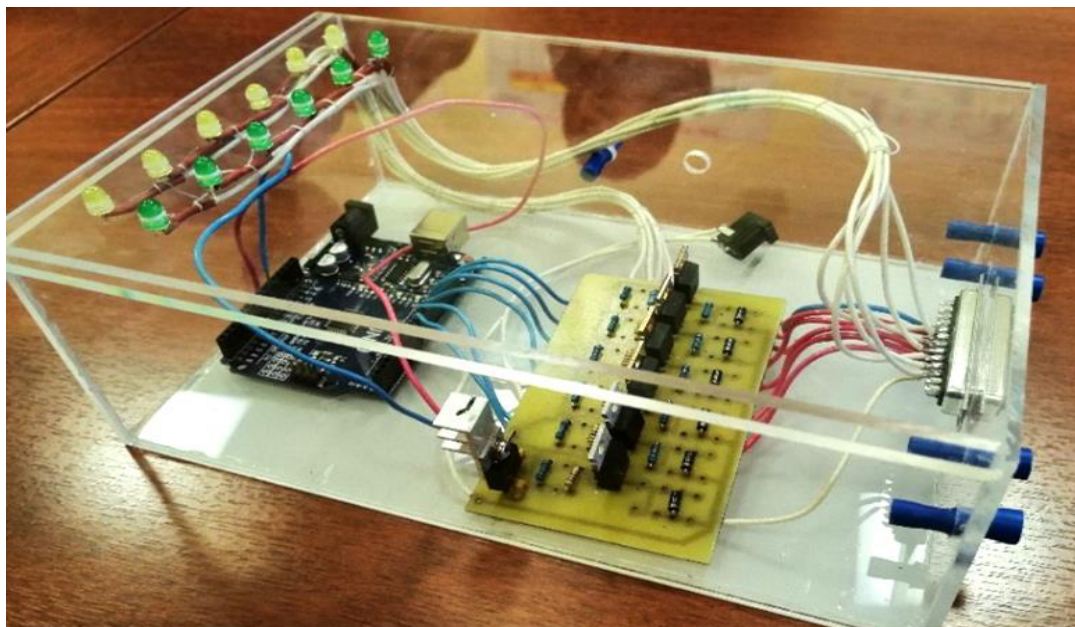


Рисунок 6 – Внешний вид разработанного цифрового блока управления

Оценка технико-экономической эффективности рассмотренного направления выполнена путём сложения издержек на оплату персонала, материальных и калькуляционных издержек. Так на создание цифровой автоматической панели запуска авиационного двигателя затраты составили 25414 руб. При стоимости штатной АПД-27 в 258184 рубля положительный экономический эффект достигает 90%.

Масса разработанного устройства составляет 365 г. против массы серийного 3,5 кг. То есть снижение массы составило почти 90% [8].

Выводы

1. Выполненные проекты полностью подтверждают возможность частичной модернизации бортового комплекса аналогового оборудования;

2. Переход с аналоговой и электромеханической элементной базы на современную цифровую позволяет:

- существенно улучшить надёжность разработанных устройств по сравнению со штатными;

- создавать универсальные цифровые устройства с гибким программно-перестраиваемым функционалом.

3. Проведенные расчеты массы и затрат на реализацию цифровых проектов подтвердили высокую технико-экономическую эффективность проделанной работы.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Arduino. Аппаратная часть платформы Arduino [Электронный ресурс] / Arduino. – Электронные данные. Режим доступа: URL: <http://arduino.ru/Hardware/> (дата обращения 5.11.2023)
2. Микроконтроллер Atmega328P–PU [Электронный ресурс] // Режим доступа: <https://www.chipdip.ru/product/atmega328p-pu> (дата обращения 25.10.2023)
3. Самолет Ан-24. Техническое описание. Книга 3. Силовая установка / К. В. Бородин, Я. И. Рыжик, В. А. Федоров, С. П. Цурапа – Москва: Издательство Машиностроение, 1970. 143 с. – Текст: электронный. – URL: https://www.studmed.ru/samolet-an-24-tehnicheskoe-opisanie-kniga-3_4b25ab6ee4c.html/ (дата обращения 4.11.2023)
4. Программа для рисования печатных плат Sprint Layout [Электронный ресурс] / Электронные данные. Режим доступа: URL: http://arduino.ru/Arduino_environment/ (дата обращения 5.10.2023)
5. Национальный стандарт ГОСТ Р 56427-2015. Пайка электронных модулей радиоэлектронных средств. Москва: Изд-во стандартов, 2015. 36 с.
6. Arduino. Среда разработки Arduino [Электронный ресурс] / Arduino. – Электронные данные. Режим доступа: URL: http://vprl.ru/load/programmy_dlja_raboty/sprint_layout_5_0_s_bolshoj_bibliotekoj_makrosov/3-1-0-7 (дата обращения 5.11.2023)
7. Проектирование электронных устройств в Proteus 8.1. [Электронный ресурс] / Режим доступа: URL: <https://сhem.net/comp/comp203.php> (дата обращения 5.10.2023)
8. Черных Т. С. Исследование возможности частичной цифровой модернизации систем авиационного оборудования на примере системы запуска авиационного двигателя АИ-24 / Т.С. Черных // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации: сб. трудов XIV Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2022. С. 117-124. – EDN NAPVOV.

УДК 621.314:681.586.7:004.942

ПУЛЬСАЦИИ DC/DC ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ НАПРЯЖЕНИЯ, ПОСТРОЕННОГО ПО SEPIC ТОПОЛОГИИ

Петров Д. Р.

Лавренов А. И.

Битюков В. К., д-р техн. наук

*МИРЭА – Российский технологический университет
(г. Москва)*

Аннотация. Целью работы является формулировка математической модели преобразователя, построенного по топологии SEPIC, чтобы в дальнейшем описать метод его проектирования, включающий в себя расчет номиналов элементов и предельных значений токов и напряжений. Представлен аналитический вывод формул для расчета размахов пульсаций DC/DC преобразователя, построенного по топологии SEPIC.

Ключевые слова: понижающе-повышающий преобразователь, SEPIC, математическая модель, моделирование, параметры.

RIPPLE OF DC/DC VOLTAGE CONVERTER BUILT IN SEPIC TOPOLOGY

Petrov D. R.

Lavrenov A. I.

Bityukov V. K., Doctor of Technological Sciences

*MIREA – Russian Technological University
(Moscow)*

Abstract. The purpose of the work is to formulate a mathematical model of the converter built according to the SEPIC topology, in order to further describe the method of its design, including the calculation of element ratings and current and voltage limits. The main objective of the study is the analytical derivation of formulas for calculating the ripple swells of a DC/DC converter built by SEPIC topology.

Keywords: buck-boost converter, SEPIC, mathematical model, modeling, parameters.

DC/DC преобразователи напряжения, используемые в автономных устройствах с батарейным питанием, используют топологию SEPIC. Эта топология обеспечивает стабилизированное выходное напряжение, которое может быть, как ниже, так и выше входного напряжения. Именно благодаря этой особенности подобные преобразователи широко применяются в мобильных устройствах. Хотя эта топология имеет такую же элементную базу, как и топологии Cuck и Zeta, различия в коммутации элементов влияют на их особенности проектирования [1].

Для разработки математических моделей DC/DC преобразователей обычно используется метод, основанный на правилах Кирхгофа, который позволяет определить значения токов в различных ветвях и падения напряжения на каждом элементе схемы, после этого записывается система уравнений для каждой фазы работы устройства, а затем производится их объединение в единую систему уравнений [2].

1. Схемотехника

Преобразователь SEPIC, схема которого представлена на рисунке 1, включает в себя два индуктивных элемента $L1$ и $L2$, пару конденсаторов $C1$ и $C2$, ключ на основе MOSFET – $VT1$, диод $VD1$ и резистор нагрузки R_n . Индуктивные элементы $L1$ и $L2$ служат для аккумуляции и передачи энергии путем зарядки и разрядки. Конденсатор $C1$ обеспечивает разделение входа и выхода, препятствуя проникновению переменного тока. Иногда $C1$ называют «летающим» конденсатором из-за его способности не только разделять, но и накапливать, а также передавать энергию между разными частями схемы. Конденсатор $C2$ действует как сглаживающий фильтр [3].

Что касается топологии SEPIC рассматриваемого DC/DC преобразователя, то она отличается от топологий Zeta [4, 5] и Cuck [6] размещением индуктивных элементов в отношении диодов и транзисторов. Несмотря на то, что они используют одинаковые электронные компоненты, порядок их подключения разный, что существенно влияет на их рабочие характеристики.

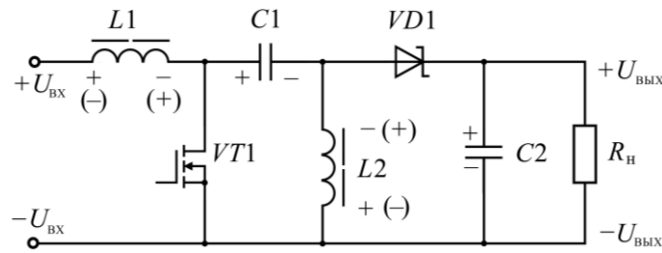


Рисунок 1 – Принципиальная схема SEPIC преобразователя

Принцип действия SEPIC преобразователя позволяет выделить две фазы. Первая фаза – накопительная, в ней транзистор $VT1$ открыт. Во время этой фазы происходит накопление энергии в магнитном поле дросселей $L1$ и $L2$. Вторая фаза – фаза передачи энергии, в ней транзистор $VT1$ закрыт. Во время этой фазы происходит разрядка дросселей. Конденсаторы $C1$ и $C2$ наоборот – в первой фазе разряжаются, а во второй заряжаются.

2. Математическая модель

Для записи системы уравнений, описывающих каждую фазу работы преобразователя, применено первое и второе правила Кирхгофа. В результате решения этой системы получены формулы для определения средних значений токов I_{L1}, I_{L2} и напряжений U_{C1}, U_{C2} .

$$I_{L1} = \frac{-U_{\text{ВХ}} D^2}{(D^2 - 2D + 1)r_2 + D^2 r_1 + (2R_{\text{н}} D - R_{\text{н}} D^2 - R_{\text{н}})}, \quad (1)$$

$$I_{L2} = \frac{U_{\text{ВХ}} D^2 - U_{\text{ВХ}} D}{(D^2 - 2D + 1)r_2 + D^2 r_1 + (2R_{\text{н}} D - R_{\text{н}} D^2 - R_{\text{н}})}, \quad (2)$$

$$U_{C1} = \frac{(-U_{\text{ВХ}} D + U_{\text{ВХ}}) r_2 + (2R_{\text{н}} U_{\text{ВХ}} D - R_{\text{н}} U_{\text{ВХ}} D^2 - R_{\text{н}} U_{\text{ВХ}})}{(D^2 - 2D + 1)r_2 + D^2 r_1 + (2R_{\text{н}} D - R_{\text{н}} D^2 - R_{\text{н}})}, \quad (3)$$

$$U_{C2} = \frac{R_{\text{н}} U_{\text{ВХ}} D^2 - R_{\text{н}} U_{\text{ВХ}} D}{(D^2 - 2D + 1)r_2 + D^2 r_1 + (2R_{\text{н}} D - R_{\text{н}} D^2 - R_{\text{н}})}, \quad (4)$$

где $L1, L2, C1, C2, R_{\text{н}}$ – номиналы соответствующих катушек индуктивности, конденсаторов и нагрузочного резистора, r_1, r_2 – сопротивление провода обмотки катушки $L1$ и $L2$.

Мгновенные токи i_{L1} и i_{L2} , протекающие через обмотки дросселей $L1$ и $L2$, и мгновенные напряжения u_{C1} и u_{C2} на конденсаторах $C1$ и $C2$ содержат постоянную и переменную составляющую. Поэтому можно записать, что

$$\begin{aligned} i_{L1} &= I_{L1} + \delta i_{L1}, & u_{C1} &= U_{C1} + \delta u_{C1}, \\ i_{L2} &= I_{L2} + \delta i_{L2}, & u_{C2} &= U_{C2} + \delta u_{C2}, \end{aligned} \quad (5)$$

где $\delta i_{L1}, \delta i_{L2}, \delta u_{C1}, \delta u_{C2}$ – переменные составляющие соответствующих токов и напряжений.

Подставив из (5) мгновенные токи и напряжения в системы уравнений, описывающие обе фазы работы преобразователя, получают

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d \delta i_{L1}}{dt} = \frac{U_{\text{вх}}}{L1} - \frac{r_1}{L1} I_{L1}, \\ \frac{d \delta i_{L2}}{dt} = -\frac{1}{L2} U_{C1} - \frac{r_2}{L2} I_{L2}, \\ \frac{d \delta u_{C1}}{dt} = \frac{1}{C1} I_{L2}, \\ \frac{d \delta u_{C2}}{dt} = \frac{1}{R_{\text{н}} C2} U_{C2}. \end{array} \right. \quad (6)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d \delta i_{L1}}{dt} = \frac{U_{\text{вх}}}{L1} - \frac{r_1}{L1} I_{L1} + \frac{1}{L1} U_{C1} + \frac{1}{L1} U_{C2}, \\ \frac{d \delta i_{L2}}{dt} = \frac{1}{L2} U_{C2} - \frac{r_2}{L2} I_{L2}, \\ \frac{d \delta u_{C1}}{dt} = -\frac{1}{C1} I_{L1}, \\ \frac{d \delta u_{C2}}{dt} = -\frac{1}{C2} I_{L1}. \end{array} \right. \quad (7)$$

Используя выражения (6), получают формулы для определения размаха пульсаций Δi_{L1} , Δi_{L2} , Δu_{C1} и Δu_{C2} за время первой фазы. Так как фазы эквивалентны, можно взять любую из фаз

$$\Delta i_{L1} = |\delta i_{L1}(TD) - \delta i_{L1}(0)| = \left| \frac{U_{\text{вх}} D ((D^2 - 2D)r_1 + 2R_{\text{н}}D^2 - 4R_{\text{н}}D + 2R_{\text{н}})}{f L1 ((D^2 - 2D + 1)r_2 + D^2 r_1 + (2R_{\text{н}}D - R_{\text{н}}D^2 - R_{\text{н}}))} + \frac{U_{\text{вх}} D}{f L1} \right|, \quad (8)$$

$$\Delta i_{L2} = |\delta i_{L2}(TD) - \delta i_{L2}(0)| = \left| \frac{U_{\text{вх}} r_1 D^3}{f L2 ((D^2 - 2D + 1)r_2 + D^2 r_1 + (2R_{\text{н}}D - R_{\text{н}}D^2 - R_{\text{н}}))} + \frac{U_{\text{вх}} D}{f L2} \right|, \quad (9)$$

$$\Delta u_{C1} = |\delta u_{C1}(TD) - \delta u_{C1}(0)| = \left| \frac{U_{\text{вх}} D^2 (D - 1)}{f C1 (((D^2 - 2D + 1)r_2 + D^2 r_1 + (2R_{\text{н}}D - R_{\text{н}}D^2 - R_{\text{н}})))} \right|, \quad (10)$$

$$\Delta u_{C2} = |\delta u_{C2}(TD) - \delta u_{C2}(0)| = \left| \frac{U_{\text{вх}} D^2 (D - 1)}{f C2 (((D^2 - 2D + 1)r_2 + D^2 r_1 + (2R_{\text{н}}D - R_{\text{н}}D^2 - R_{\text{н}})))} \right|. \quad (11)$$

Уравнения (8) – (11) предоставляют возможность определить амплитуду колебаний токов i_{L1} , i_{L2} , которые протекают через обмотки дросселей $L1$ и $L2$, а также напряжений u_{C1} , u_{C2} на конденсаторах $C1$ и $C2$ при заданных номиналах выбранных электронных компонентов и параметрах работы преобразователя (такие как коэффициент заполнения D и период T). Для анализа и подтверждения достоверности полученных уравнений DC/DC преобразователя

на основе топологии SEPIC было проведено моделирование на схемотехническом уровне в программе Multisim.

Схема моделирования представлена на рисунке 2. MOSFET VT1 используется для коммутации тока от входного источника питания V1 с заданной частотой тактовых импульсов, создаваемых генератором V2. Все компоненты схемы выбраны из базы данных Multisim.

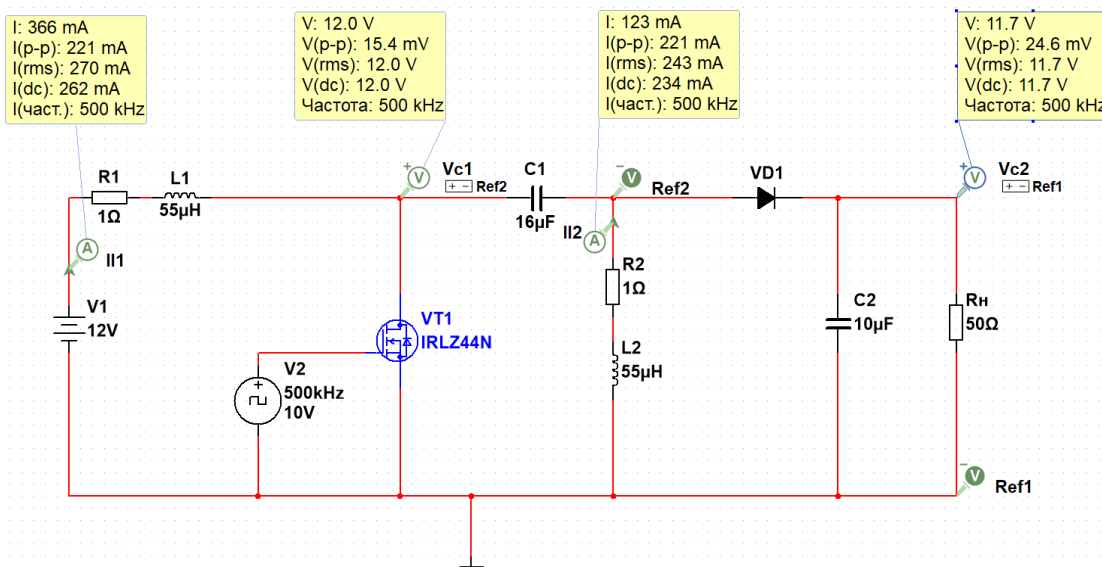


Рисунок 2 – Схема моделирования SEPIC преобразователя

Для анализа того, как коэффициент заполнения D влияет на амплитуды пульсаций, был применен режим исследования переходных процессов. Амплитуды пульсаций тока и напряжения фиксировались после установки стабильного режима (спустя 5-12 мс с момента начала моделирования). Результаты, демонстрирующие зависимости пульсаций токов и напряжений от коэффициента заполнения D , показаны на рисунках 3 и 4.

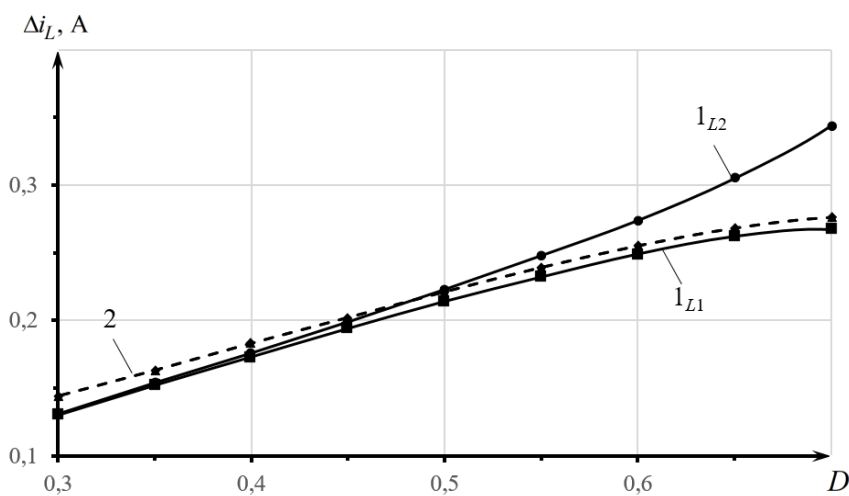


Рисунок 3 – Влияние коэффициента заполнения на пульсации токов, протекающих через обмотки дросселей L1 и L2: 1_{L1} – расчетные значения Δi_{L1} ; 1_{L2} – расчетные значения Δi_{L2} ; 2 – результаты моделирования $\Delta i_{L1,м}$ и $\Delta i_{L2,м}$

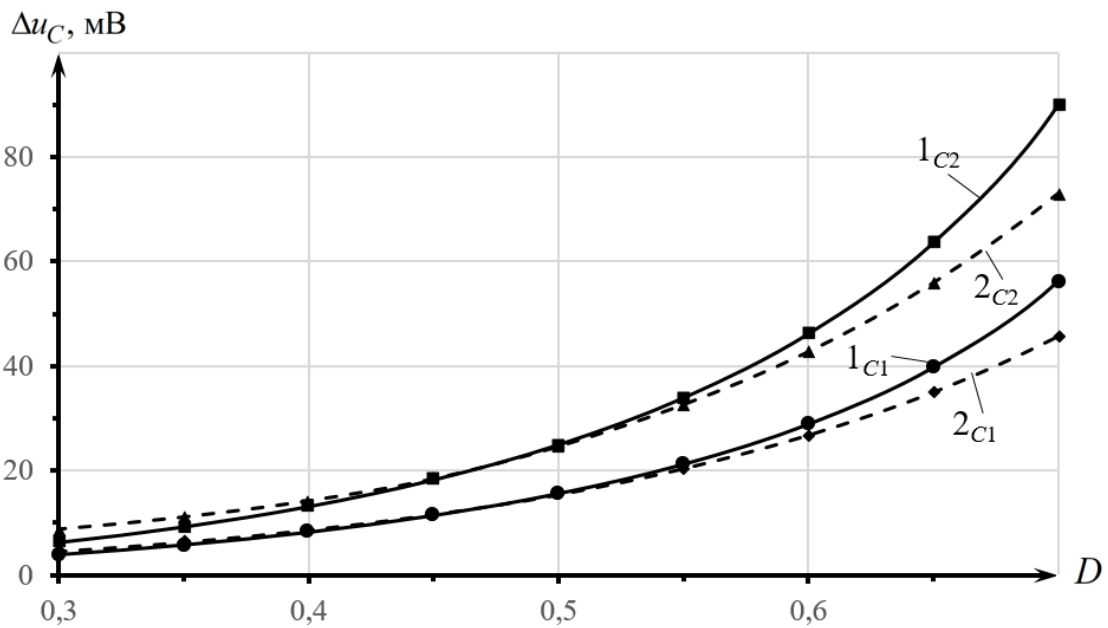


Рисунок 4 – Влияние коэффициента заполнения на пульсации напряжения на конденсаторах C1 и C2: 1_{C1} – расчётное значение Δu_{C1} ; 2_{C1} – результат моделирования $\Delta u_{C1,м}$; 1_{C2} – расчётное значение Δu_{C2} ; 2_{C2} – результат моделирования $\Delta u_{C2,м}$

На рисунках 5 и 6 видна предельность непрерывной математической модели при частоте превышающих 200 кГц. Отличия значений расчета и моделирования видны на графиках.

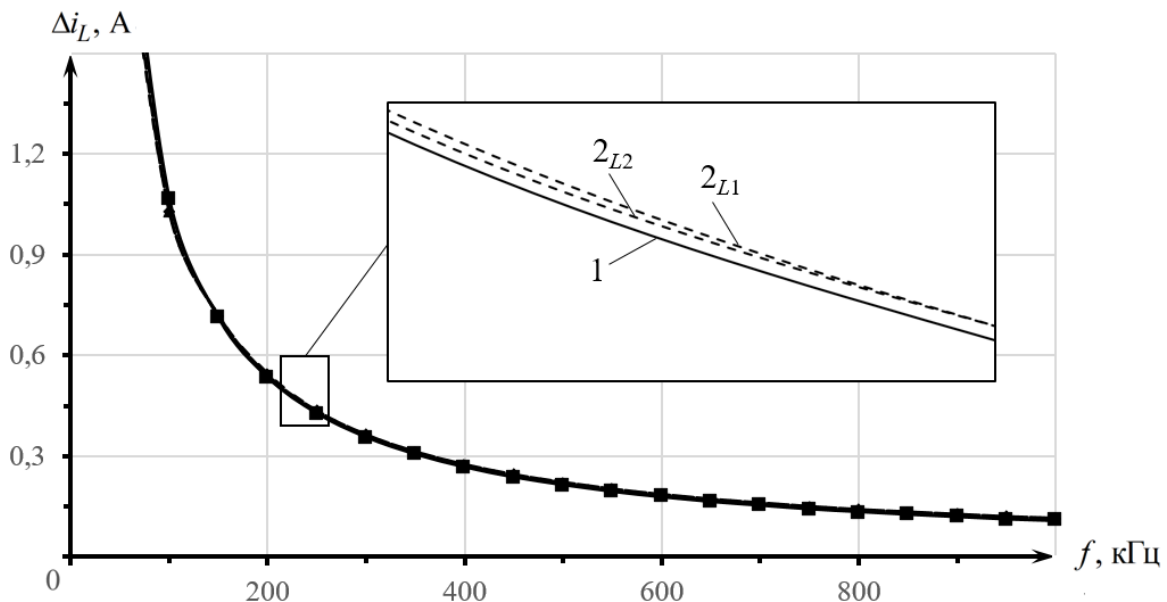


Рисунок 5 – Влияние частоты коммутации на пульсации токов, протекающих через обмотку дросселей L1 и L2 при коэффициенте заполнения равном 0,5:1 – расчётное значение Δi_L ; 2_{L1} – результат моделирования $\Delta i_{L1,м}$; 2_{L2} – результат моделирования $\Delta i_{L2,м}$

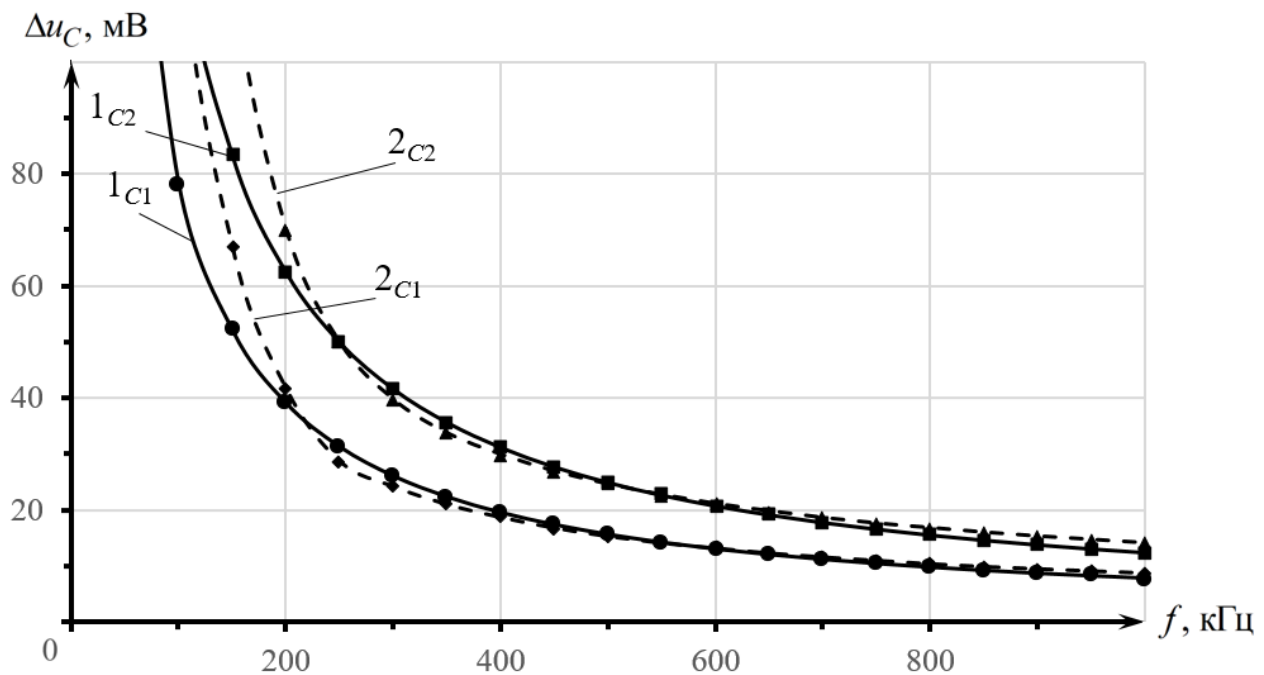


Рисунок 6 – Влияние частоты коммутации на напряжение на конденсаторах C1, C2 при коэффициенте заполнения равном 0,5:

1_{C1} – расчётное значение Δu_{C1} ; 2_{C1} – результат моделирования $\Delta u_{C1,m}$;
 1_{C2} – расчётное значение Δu_{C2} ; 2_{C2} – результат моделирования $\Delta u_{C2,m}$

Заключение

Как видно из формул для расчета размахов пульсаций токов Δi_{L1} , Δi_{L2} и напряжений Δu_{C1} , Δu_{C2} , а также средних значений I_{L1} , I_{L2} , U_{C1} и U_{C2} , от номиналов дросселей $L1$, $L2$ и конденсаторов $C1$, $C2$ зависят только пульсации. Из этого следует, что при проектировании преобразователя, построенного по топологии SEPIC, следует подбирать драйвер, управляющий силовым ключом VT1 таким образом, чтобы он не только выдерживал максимальные токи и напряжения схемы, а также мог сформировать необходимый коэффициент заполнения ШИМ сигнала. Номиналы же дросселей и конденсаторов следует выбирать из условия, чтобы пульсации токов и напряжений не превышали заданных в техническом задании значений. Исследование, проведенное методом схемотехнического моделирования в системе автоматического проектирования Multisim, и сравнение результатов расчетов со значениями, полученными при помощи моделирования, показало высокую корреляцию и, при этом, видна предельность математической модели.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Erickson R. W., Maksimović D. *Fundamentals of Power Electronics*. NY.: Springer New York, 2020. – 1084 p.
2. Коршунов А. И. Предельная непрерывная модель системы с высокочастотным периодическим изменением структуры / А. И. Коршунов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2009. Т. 52, № 9. С. 42-48. – EDN KXQNHР.

3. *Битюков В. К.* Схемотехника электропреобразовательных устройств : Учебник для студентов, обучающихся по направлениям бакалавриата 11.03.01 «Радиотехника», 11.03.02 «Инфокоммуникационные технологии и системы связи», 11.03.03 «Конструирование и технология электронных средств», магистратуры 11.04.01 «Радиотехника», а также по специальности специалитета 11.05.01 «Радиоэлектронные системы и комплексы», для углубленного изучения дисциплины «Схемотехника электронных устройств» / В. К. Битюков, Д. С. Симачков, В. П. Бабенко. Вологда : Общество с ограниченной ответственностью "Издательство "Инфра-Инженерия", 2023. 384 с. – ISBN 978-5-9729-1439-5. – EDN PQYAGY.

4. *Битюков В. К.* Математическая модель DC/DC преобразователя, построенного по Zeta топологии (часть 1) / В. К. Битюков, А. И. Лавренов, Д. А. Малицкий // Проектирование и технология электронных средств. 2022. № 4. С. 53-57. – EDN SGUTFI.

5. *Битюков В. К.* Математическая модель DC/DC преобразователя, построенного по Zeta топологии (часть 2) / В. К. Битюков, А. И. Лавренов, Д. А. Малицкий // Проектирование и технология электронных средств. 2023. № 1. С. 48-53. – EDN VXPIIR.

6. *Коршунов А.* Импульсный преобразователь напряжения постоянного тока по схеме Чука / А. Коршунов // Силовая электроника. 2017. Т. 4, № 67. С. 60-66. – EDN ZQLXRR.

УДК 378.162.33

ПРИМЕНЕНИЕ УЧЕБНОГО ТРЕНАЖЕРА КАБИНЫ ВЕРТОЛЕТА МИ-8Т ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ПРАКТИКИ

Попов В. М., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. В статье рассматривается применение учебного тренажера кабины вертолета Ми-8Т на базе авиационного симулятора X-plane и аппаратной среды Arduino для проведения эксплуатационной практики студентов и курсантов вуза.

Ключевые слова: авиационный симулятор, учебный авиационный тренажер кабины вертолета, аппаратная среда Arduino, имитаторы приборов, эксплуатационная практика.

APPLICATION OF THE MI-8T HELICOPTER COCKPIT TRAINING SIMULATOR FOR OPERATIONAL PRACTICE

Popov V. M., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk branch
(Irkutsk)*

Abstract. The article discusses the use of the Mi-8T helicopter cockpit training simulator based on the X-plane aviation simulator and the Arduino hardware environment for conducting operational practice of students and cadets of the university.

Keywords: aviation simulator, helicopter cockpit training aircraft simulator, arduino hardware environment, instrument simulators, operational practice.

Повышение профессиональной подготовки авиационных специалистов можно достичь применением авиационных тренажеров (АТ) в процессе как теоретического и практического обучения, так и при проведении учебных эксплуатационных практик, которые значительно уменьшают количества ошибок авиационных специалистов в своей деятельности.

На кафедре авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов Иркутского филиала МГТУ ГА разработан учебный тренажер кабины вертолета Ми-8Т на базе авиационного симулятора и аппаратной среды Arduino [1]. Учебный тренажер имитирует приборные доски, пульта и органы управления вертолетом и предназначен для изучения вертолетных систем, проверки их работоспособности и отработки процедур управления вертолетом. Учебный тренажер позволяет проводить обучение студентов и курсантов, а также инженерно-технического персонала по эксплуатации, контролю систем вертолета и запуску двигателей.

Внешний вид кабины вертолета представлен на рисунке 1.



Рисунок 1 – Кабина учебного тренажера вертолета

Структура учебного тренажера кабины вертолета Ми-8Т представлена на рисунке 2.

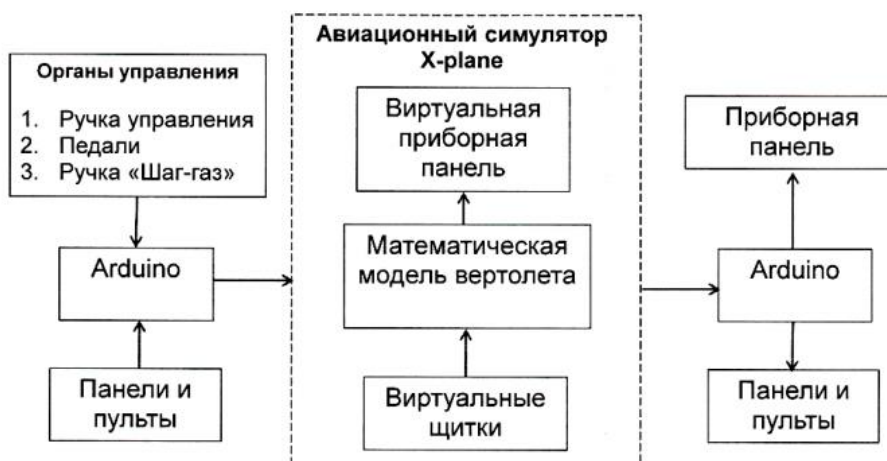


Рисунок 2 – Структура учебного тренажера кабины вертолета Ми-8Т

В используемом авиационном симуляторе на базе X-plan оставлена только математическая модель динамики полета вертолета, а виртуальные органы управления, панели и пульты, приборные доски заменены реальными органами управления вертолетом и левой приборной панелью с имитаторами приборов, системы шумовой имитации и мультимедийного проектора для имитации визуального закабинного пространства [1].

Данный учебный тренажер удовлетворяет основным требованиям современных вертолетных тренажеров – обеспечению полной идентичности работы имитаторов приборов и кабинного оборудования реальным вертолетным системам, что является неотъемлемым условием получения правильных навыков обучения на авиационном тренажере.

В процессе обучения студентов и курсантов АТ может быть использован для:

- изучения назначения, состава, размещения и принципа работы вертолетного оборудования;
- проверки и настройки бортового оборудования;
- технического обслуживания вертолета.

Данный учебный тренажер кабины вертолета Ми-8Т был использован при проведении эксплуатационной практики курсантов 2 курса СПО по специальности 25.02.03 Техническая эксплуатация электрифицированных и пилотажно-навигационных комплексов.

Целью проведения практики является приобретение обучающимися практических навыков технической эксплуатации изделий, систем и комплексов авиационного оборудования воздушных судов. Согласно рабочей программе практики все занятия должны проводиться как на тренажерной базе, так и непосредственно на авиационной технике, подготовленной к соответствующим учебным работам.

Практические занятия проводились как на реальном вертолете Ми-8Т учебного авиационно-технического центра Иркутского филиала МГТУ ГА, так и на учебном тренажере кабины вертолета Ми-8Т.

По окончании эксплуатационной практики были подведены некоторые итоги и сравнение преимуществ и недостатков использования реального вертолета и тренажера.

Главным недостатком использования реального вертолета является отсутствие возможности подготовки к запуску двигателя и контроля приборами работы двигателя и редуктора, работы пилотажно-навигационных приборов: авиагоризонта АГБ-3К, электрического указателя поворотов ЭУП-53, высотомера ВД-10 и указателя скорости УС-450.

На тренажере эта возможность виртуального запуска двигателя имеется и можно получить навык подготовки оборудования и коммутационной аппаратуры к запуску левого и правого двигателя, услышать работу панели запуска, получить информацию о работе имитаторов приборов: манометров, тахометров и термометров, измеряющих температуру и давление масла, выходящих газов, а также температуру в кабине.

Также можно получить представление об использовании органов управления вертолета и работы пилотажно-навигационных приборов при наборе высоты, изменении углов его пространственной ориентации [2]. Можно

наблюдать динамику изменения углов тангажа и крена вертолета по показаниям имитаторов авиагоризонта АГБ-3К [3], угла поворота ЭУП-53 при воздействии на органы управления вертолета: ручку управления и педали, высоты и скорости ВД-10 и УС-450, что невозможно на реальном вертолете. На экране визуализации можно увидеть раскрутку лопастей несущего и хвостового винтов, изменение пространственного положения вертолета при воздействии на органы управления.

Так как правая приборная панель учебного тренажера кабины вертолета содержит реальные приборы измерения высотно-скоростных параметров, то отработывалась процедура проверки на герметичность магистрали полного и статического давлений с использованием приемника воздушных давлений ПВД-6М и проверочной установки КПА-ПВД.

Большим преимуществом является наличие компьютеров в аудитории, где находится тренажер, на которых курсанты изучали принцип действия электро- и приборного оборудования вертолета, оформляли отчет о прохождении практики. Преподаватель имел возможность использовать IT-технологии для демонстрации работы авиационного оборудования вертолета.

Но в то же время на тренажере невозможно проверить исправность некоторых элементов светотехнического оборудования как наружного, так и внутреннего освещения в виду отсутствия грузовой кабины и хвостовой балки.

Заключение

Анализ недостатков и преимуществ использования учебного тренажера кабины вертолета Ми-8Т показывает, что его можно с большим успехом использовать при проведении эксплуатационной практики, получить соответствующие навыки и сформировать компетенции у обучаемых по проведению оперативного технического обслуживания по определению технического состояния электро- и приборного оборудования вертолета.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Попов В. М.* Учебный тренажер кабины вертолета Ми-8Т на базе авиационного симулятора / В. М. Попов, С. В. Здрачук // *Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык.* 2018. № 4. С. 42-66. – EDN YUCRLN.

2. *Попов В. М.* Использование подвижной платформы для демонстрационной модели самолета / В. М. Попов // *Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации : Сборник трудов VIII Всероссийской с международным участием научно-практической конференции, Иркутск, 14–16 октября 2019 года.* Иркутск: Иркутский филиал федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования "Московский государственный технический университет гражданской авиации", 2019. С. 90-97. – EDN DFBUER.

3. *Соломатин М. С.* Разработка имитатора авиагоризонта АГБ-3 для учебного тренажера кабины вертолета ми-8Т / М. С. Соломатин, И. С. Глушков // *Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2022 : Сборник трудов XV Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, посвященной празднованию 100-летия конструкторского бюро «Туполев», 55-летия Иркутского филиала МГТУ ГА, 75-летия Иркутского авиационного технического колледжа, Иркутск, 08–09 декабря 2022 года.* Том 1. Иркутск: Иркутский филиал федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации», 2023. С. 118-122. – EDN NJXIYZ.

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ
ФИЛЬТРАЦИИ ПИЛОТАЖНЫХ ПАРАМЕТРОВ БЛА
КВАДРАКОПТЕРНОГО ТИПА, ПОЛУЧАЕМЫХ С МЭМС-ДАТЧИКОВ**

Санько А. А.¹, канд. техн. наук
Шейников А. А.², канд. техн. наук
Ивановская Е. Л.¹

¹*Белорусская государственная академия авиации*

²*Военная академия Республики Беларусь*

(г. Минск, Республика Беларусь)

Аннотация. В статье представлены результаты натурных и теоретических исследований по анализу типовых алгоритмов фильтрации угла тангажа по критерию минимума среднего квадрата ошибки с учетом типа траектории полета и значения тяговооруженности БЛА. В качестве объекта исследования были использованы БЛА квадрокоптерного типа Mavic и FPV дрон с подвесным модулем на основе навигационной платы MPU-6050. Приводятся выводы по результатам проведенных исследований и ставятся задачи на дальнейшие исследования.

Ключевые слова: погрешность, фильтрация пилотажных параметров, беспилотный летательный аппарат, фильтр Калмана.

**EXPERIMENTAL STUDY OF ALGORITHMS FOR FILTERING
THE FLIGHT PARAMETERS OF A QUADROCOPTERS UAV OBTAINED
FROM MEMS SENSORS**

Sanko A. A.¹, Candidate of Technical Sciences
Sheynikov A. A.², Candidate of Technical Sciences
Ivanovskaya E. L.¹

¹*Belarusian State Academy of Aviation*

²*Military Academy of the Republic of Belarus*

(Minsk, Republic of Belarus)

Abstract. The article presents the results of field and theoretical studies on the analysis of typical algorithms for filtering the pitch angle by the criterion of the minimum of the mean square of the error, taking into account the type of flight trajectory and the thrust-weight ratio of the UAV. A Mavic quadcopter-type UAV and an FPV drone with an outboard module based on the MPU-6050 navigation board were used as the object of the study. Conclusions based on the results of the conducted research are presented and tasks for further research are set.

Keywords: error, filtering of navigation parameters, unmanned aerial vehicle, Kalman filter.

Введение

Специальная военная операция в Украине свидетельствует о решающем значении БЛА на ход и результаты боя. Способность БЛА обеспечить уничтожение средств противника во многом определяется своевременностью получения пилотажной информации высокого качества. Качество получаемой информации зависит не только от вида объекта и помеховой обстановки, но и от алгоритма ее обработки [1].

Движение БЛА можно рассматривать как некоторый (чаще всего случайный) процесс на конечном промежутке времени, каким и можно считать движение летательного аппарата. Фильтрация – непрерывное воспроизведение переменной, являющейся параметром наблюдаемого случайного процесса [2]. Задача методов фильтрации состоит в получении на выходе фильтра информации, наиболее приближенной к реальной. Метод является оптимальным, если любой другой алгоритм, решая данную задачу, работает не лучше данного по какому-либо критерию [3].

В качестве критерия оптимальности фильтра используется минимум среднего квадрата ошибки [4].

Постановка задачи исследования

В данной работе предлагается провести натурные и теоретические исследования по анализу типовых алгоритмов фильтрации пилотажных параметров по критерию минимума среднего квадрата ошибки (СКО) с учетом типа траектории полета и значения тяговооруженности БЛА.

Решение задачи

Выделяют два основных подхода к решению задач фильтрации: статистический (измерения зашумлены и содержат случайную составляющую, величину которой мы примерно представляем (фильтры Калмана, Винера, Мажвика и т.д.) и алгоритмы с фиксированной выборкой или рекуррентные (экспоненциальное бегущее среднее, бегущее среднее арифметическое, медианный фильтр, комплементарный фильтр и т.д.). В качестве фильтруемого параметра использовался угол тангажа – ϑ .

1. Для комплементарного фильтра ($K\Phi$) итоговая величина угла тангажа представляет собой сумму интегрированного значения датчика угловой скорости (ДУС) и мгновенного значения акселерометра:

$$\vartheta_t = (\vartheta_{t-1} + \omega_{yt}\Delta t)(1 - F_k) + F_k\vartheta_{Nt},$$

где ω_y – значения угловой скорости; F_k – коэффициент комплементарного фильтра (от 0,5 до 0,1) [1]. Значение угла тангажа по данным с акселерометров ϑ_{Nt} :

$$\vartheta_{Nt} = \tanh \left(N_{xt} / \left(\sqrt{N_{yt}^2 + N_{zt}^2} \right) \right),$$

где N_x , N_y и N_z – значение перегрузки по соответствующим осям.

Исследование эффективности фильтрации угла тангажа комплементарным фильтром проводилось при четырех значениях F_k : 0,05; 0,15; 0,3 и 0,5.

2. Бегущее среднее арифметическое (СА). Данный алгоритм работает по принципу буфера, в котором хранятся несколько последних измерений – n для усреднения (для проведения исследований $n = 5; 10; 15; 20$). При каждом вызове фильтра буфер сдвигается, в него добавляется новое значение и убирается самое старое, далее буфер усредняется по среднему арифметическому:

$$\Delta\vartheta_t = \left(\sum_{t=1}^n \vartheta_{t-1} \right) / n; \vartheta_t = \vartheta_t + \Delta\vartheta_t.$$

3. Экспоненциальное бегущее среднее (РА):

$$\Delta\vartheta_t = \left(\vartheta_t - \left(\sum_{t=1}^n \vartheta_{t-1} \right) / n \right) \cdot k_{RA}; \vartheta_t = \vartheta_t + \Delta\vartheta_t,$$

где k_{RA} – коэффициент фильтрации (для проведения исследований k_{RA} : 0,2; 0,5; 0,7 и 0,9).

4. Исходные данные для фильтра Калмана (ФК): ожидаемый шум измерений $\sigma_{\text{шум}}$: 1; 2,5; 5 и 7 град и разброс оценки $\sigma_{\vartheta}^k = 0,2$ град.

$$\text{Коэффициент усиления фильтра: } K_t = \frac{P_{t-1}}{P_{t-1} + \sigma_{\text{шум}}}.$$

$$\text{Обновление ошибки ковариации: } P_t = (1 - K_{t-1})P_{t-1} + (\hat{\vartheta}_{t-1} - K_{t-1})\sigma_{\vartheta}^k.$$

$$\text{Обновление оценки: } \hat{\vartheta}_t = \hat{\vartheta}_{t-1} + K_t(\vartheta_t - \hat{\vartheta}_{t-1}).$$

5. Фильтр Маджвика (ФМ). Данный фильтр вычисляет кватернион ориентации путем интегрирования расчетной скорости изменения ориентации для получения погрешности направления гироскопа в виде производного кватерниона. Подробно фильтр Маджвика описан в работе [5]. Он вычисляет кватернион ориентации q_0 путем численного интегрирования расчетной скорости изменения ориентации \dot{q}_0 , \dot{q}_0 , определяется следующим образом:

$$\dot{q}_0(t) = \dot{q}_\omega(t) - \dot{q}_a(t)\beta,$$

где $\dot{q}_a(t)$ – скорость изменения ориентации, вычисляемая на основании измерений акселерометра; $\dot{q}_\omega(t)$ – скорость изменения ориентации, вычисляемая на основании измерений гироскопа:

$$\dot{q}_\omega(t) = 0.5q_0(t-1) \otimes s_\omega(t), \text{ где } s_\omega(t) = [0, \omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t)],$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – компоненты вектора угловой скорости, измеренные ДУС.
 β – компенсация ошибки измерения:

$$\beta = \sqrt{\frac{3}{4} \left(\frac{\sigma_{\text{дус}}^k}{\pi} \right)},$$

где $\sigma_{\text{дус}}^k$ – ошибки измерений нуля ДУС (источники ошибки: шум датчика, сглаживающий фильтр, ошибки квантования, ошибки калибровки, ошибки установки и выравнивания датчика, не ортогональность осей датчика [5]).

Исходные данные для исследования фильтра $\sigma_{\text{дус}}^k$: 1; 2,5; 5 и 7 град/с. Из-за отсутствия в системе магнитометра была опробована только *AHRS* реализация алгоритма.

Характеристики используемых БЛА №1 и №2 представлены в таблице 1.

Для вычисления угла тангажа использовался разработанный авторами навигационный модуль (НМ), который крепился в районе центра масс БЛА (рис. 1-2).

Таблица 1

Параметры	Масса, грамм	Тяга винта, кг	Тяговооруженность, Тв
БЛА №1	560	6	$\approx 0,007$
БЛА №2	800	3	$\approx 0,003$
НМ	250	-	-

Характеристики НМ: микроконтроллер Arduino Nano с тактовой частотой 16 МГц, навигационный модуль MPU-6050; диапазон измерений с акселерометра ± 4 g; диапазон измерений с гироскопа ± 250 °/с. Экспериментальные оценки коэффициентов для вариации Аллана для MPU-6050 представлены в таблице 2 [6].



Рисунок 1 – БЛА №1



Рисунок 2 – БЛА №2

Таблица 2 – Оценки коэффициентов для вариации Аллана для MPU-6050, при частоте опроса датчиков 17 Гц

Коэффициенты полинома $\sigma^2(\tau)$ для микромеханических гироскопов MPU-6050			
Шум ухода, $\frac{R^2\tau^2}{2}$	Случайное блуждание угловой скорости, $\frac{K^2\tau}{3}$	Фликер-шум или нестабильность смещения нуля, $\frac{2B^2}{\pi} \ln 2$	Погрешность масштабного коэффициента, $\frac{N^2}{\tau}$
$R = 7,74 \cdot 10^{-6}, \left[\frac{\circ}{c^2}\right]$	$K = 1,92 \cdot 10^{-4}, \left[\frac{\circ}{c}\right] \sqrt{\text{Гц}}$	$B = 0,005, \left[\frac{\circ}{c}\right]$	$N = 0,0038, \left[\frac{\circ}{\sqrt{c}}\right]$
Погрешность масштабного коэффициента		Случайный дрейф нуля в запуске	
$N = 0,06, \left[\frac{g}{\sqrt{c}}\right]$		$B = 0,008, [g]$	

Траектория БЛА, состояла из 2-х частей: 1) «взлет», траектория – №1; 2) «полет» (летит по эллипсоидной траектории (вдоль дорожек 400 метрового спортивного стадиона) – №2. Результаты использования различных фильтров, представлены на рис. 3-8.

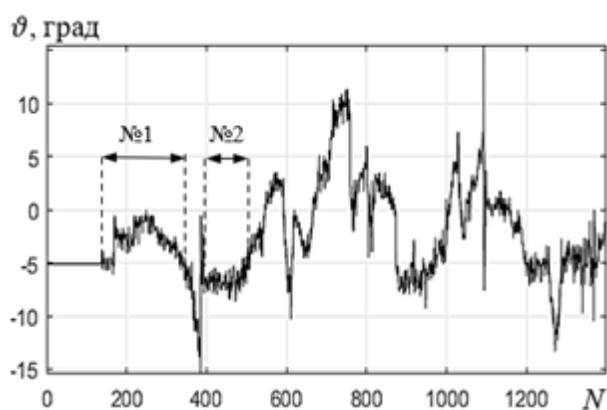


Рисунок 3 – График изменения угла ϑ для БЛА №1

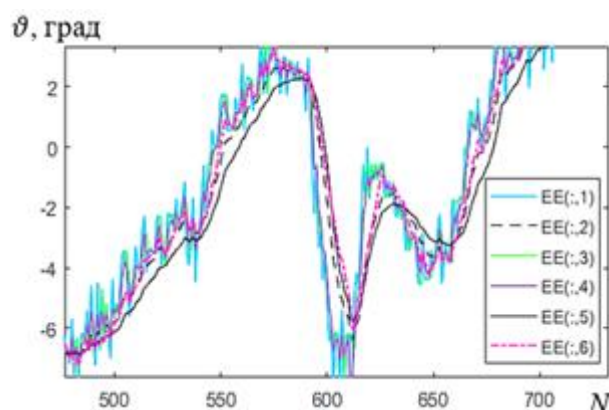


Рисунок 4 – Графики отфильтрованных значений угла ϑ на участке траектории №2, для БЛА №1: EE1 – без фильтрации; EE2 – КФ; EE3 – СА; EE4 – РА; EE5 – ФК; EE6 – ФМ

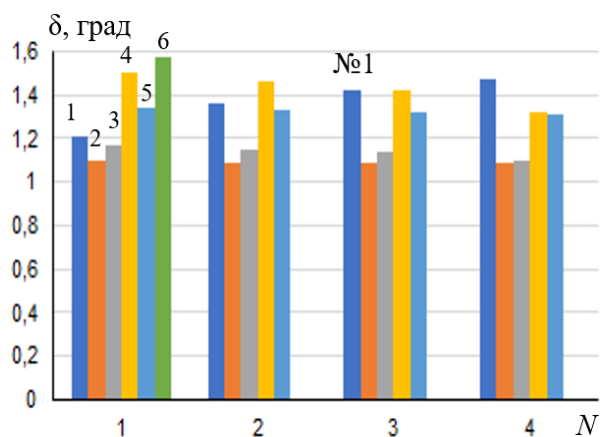
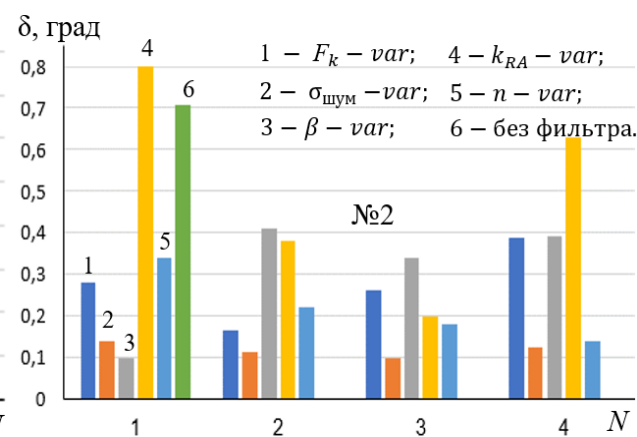


Рисунок 5 – Значение СКО угла ϑ на участках №1-2, для БЛА №1, при различных параметрах фильтров: 1 – КФ; 2 – ФК; 3 – ФМ; 4 – РА; 5 – СА; 6 – без фильтрации



По результатам проведенных экспериментов можно сделать следующие выводы:

- значение СКО угла ϑ (без фильтрации) на участке «взлет» примерно в 2 раза больше (1,6 против 0,7), чем на участке «полет», что приводит к худшему качеству фильтрации сигнала на взлете БЛА, независимо от типа фильтра (рис. 5);

- классический фильтр ΦK показал самое высокое качество работы независимо от режима полета (см. рис. 5), при заданном шуме измерений $\sigma_{\text{шум}} = 5$ град. На второй позиции фильтр Маджвика, при ожидаемой ошибке измерений нуля ДУС $\sigma_{\text{дус}}^k = 10$ град/с;

- фильтр Калмана не так чувствителен (на 30-35 % (режим №2) и на 5-10 % (режим №1)) к подбору входных параметров – $\sigma_{\text{шум}}$ и σ_{ϑ}^k , чем фильтр Маджвика - $\sigma_{\text{дус}}^k$ (см. рис. 6-7). Относительный недостаток фильтра Калмана: алгоритм весьма “тяжёлый”, вычисление длится ~ 90 мкс при системной частоте 16 МГц, но при системной частоте 64 МГц (например, чип STM32), вычисление длится ~ 22 мкс, что весьма приемлемо для квадрокоптеров не высокого класса.

Исходя из вышеизложенного, можно сделать вывод о высокой эффективности калмановской фильтрации пилотажных параметров по отношению к рассмотренным фильтрам и его целесообразности использования на всех этапах полета БЛА.

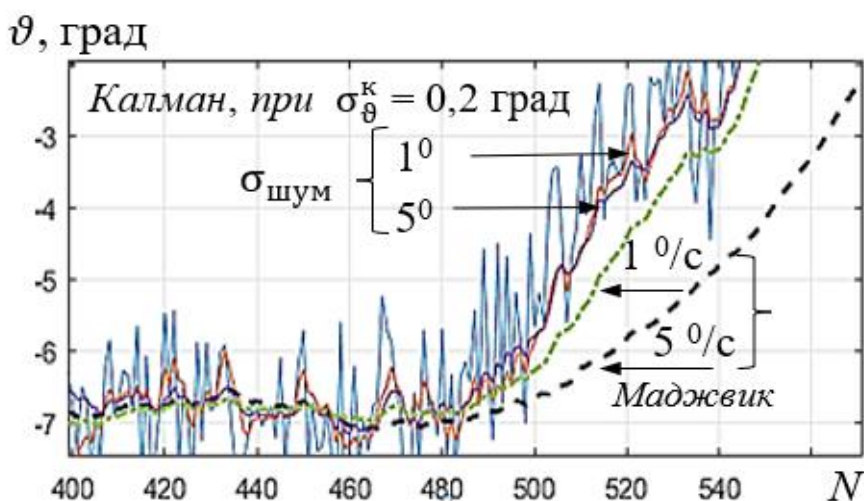


Рисунок 6 – График изменения угла ϑ при использовании фильтров ФК и ФМ

Влияние изменения значения тяговооруженности БЛА на эффективность алгоритма фильтрации по критерию минимума СКО, будем рассматривать только для фильтра Калмана с различными настраиваемыми параметрами: ожидаемый шум измерений $\sigma_{\text{шум}}$: 1; 2,5; 5 и 7 град и разброс оценки $\sigma_{\vartheta}^k = 0,2$ град (рис. 7).

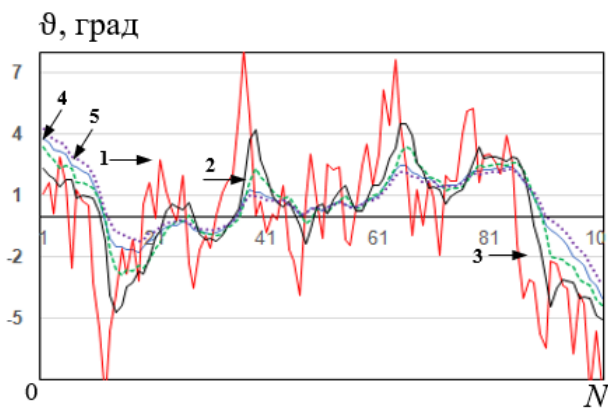


Рисунок 7 – Графики значений угла ϑ , для БЛА №2, при $\sigma_{\text{шум}}$: 1 – без фильтра; 2 – 1 град; 3 – 2,5 град; 4 – 5 град; 5 – 7 град

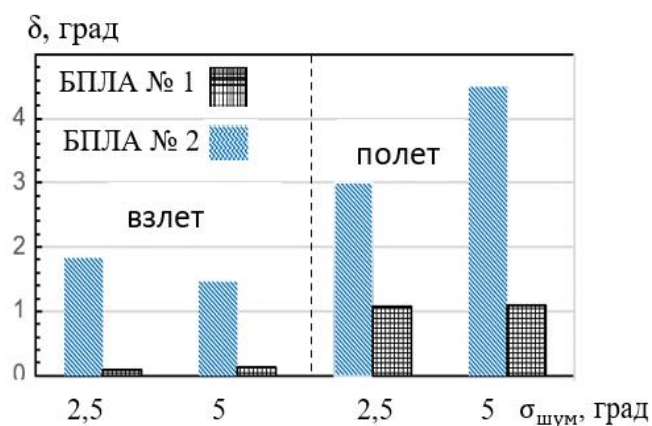


Рисунок 8 – Гистограмма изменения СКО угла ϑ , при различных значениях $\sigma_{\text{шум}}$

По результатам проведенных экспериментов по влиянию тяговооруженности БЛА на значение δ можно сделать следующий вывод: с увеличением тяговооруженности БЛА в 2 раза значение δ (на режиме «взлет» примерно в 3 раза, а на режиме «полет» в примерно в 10 раз) больше, чем для БЛА с меньшей тяговооруженностью (рис. 8).

Заключение

По результатам проведенных экспериментов можно сделать следующие выводы:

- самым эффективным фильтром пилотажных параметров по критерию СКО с учетом типа траектории полета и значения тяговооруженности БЛА является фильтр Калмана;
- с увеличением тяговооруженности БЛА, СКО отфильтрованного параметра уменьшается.

Получение вида математических зависимостей СКО отфильтрованных навигационных параметров от значения тяговооруженности является предметом дальнейших научных исследований.

Полученные результаты можно использовать, при разработке или доработке алгоритмического обеспечения пилотажно-навигационного оборудования БЛА.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Зинова В. В.* Синтез и исследование алгоритмов фильтрации, применяемых на этапе вторичной обработки радиолокационной информации / В. В. Зинова // Политехнический молодежный журнал. 2018. № 8(25). С. 4. – DOI 10.18698/2541-8009-2018-8-361. – EDN XYMOWD.
2. *Кузьмин С. З.* Цифровая радиолокация. Введение в теорию. Киев, Квiц, 2000. 428 с.
3. *Жиронкин С. Б., Черваков В. О.* Применение статистических методов в авиационных радиолокационных комплексах. LAP Lambert, 2012. 104 с.

4. Коновалов А. А. Основы траекторной обработки радиолокационной информации: в 2 ч. СПб.: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2014. Ч. 2. 180 с. – ISBN 978-5-7629-1544-1.
5. Madgwick S. An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays // Bristol (UK), 2010.
6. Мороз А. Н. Модель случайных погрешностей микромеханического гироскопа / А. Н. Мороз, С. А. Шабан, О. В. Сидорович // Вестник Военной академии Республики Беларусь. 2016. № 4. С. 91-98.

УДК 004.94:629.7

К ВОПРОСУ О СОЗДАНИИ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ЦИФРОВЫХ ИНДИКАТОРОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ FLASH-ТЕХНОЛОГИЙ

Федоркевич И. А.
Аверин А. А.

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. В статье приводится методика создания многофункциональных цифровых индикаторов с использованием программного обеспечения Adobe Flash Professional. В дальнейшем разработанные многофункциональные индикаторы совместно с программным обеспечением matlab&simulink используются в пилотажных стендах.

Ключевые слова: Adobe@Flash, имитационная модель, многофункциональный цифровой индикатор, приборная панель, авиагоризонт, комплекс.

ON THE ISSUE OF CREATING MULTIFUNCTIONAL DIGITAL INDICATORS USING FLASH TECHNOLOGIES

Fedorkevich I. A.
Averin A. A.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after
Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. The article presents a methodology for creating multifunctional digital indicators using Adobe Flash Professional software. In the future, the developed multifunctional indicators together with the matlab&simulink software are used in flight stands.

Keywords: Adobe@Flash, simulation model, multifunctional digital indicator, dashboard, aircraft horizon, complex.

При создании пилотажно-навигационной индикации используется программный комплекс Adobe@Flash (Согласно: Вандер Е. А. Справочник по Adobe@Flash@Professional CC. Москва, 2015. – 695 с.).

Adobe@Flash – это мультимедийная платформа, предназначенная для создания анимационных приложений и веб-страниц. Данная система позволяет работать с векторной, растровой и трехмерной графикой.

В этом программном обеспечении создаются Flash-приложения, которые предварительно прорисовываются, программируются движения элементов, входящих в приложение, и в дальнейшем публикуются в виде приложений формата AIR или SWF.

В качестве языка программирования используется внутренний язык Adobe@Flash – ActionScript 3.0. Данный язык является объектно-ориентируемым языком программирования, один из диалектов ECMAScript, который добавляет интерактивность, обработку данных и многие другие возможности, реализуемые в Flash-приложениях.

С использованием программного комплекса Adobe@Flash создаются имитационные модели пилотажно-навигационной индикации, которые полностью соответствуют реальной индикации, а именно:

– приборных панелей самолётов (рисунок 1) (Согласно: Разуваев Д.В. Самолет Ил-76МД. Учебное пособие // Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2018. – 164 с.);



Рисунок 1 – Имитационная модель приборной доски самолёта Ил-76

– многофункциональных цифровых индикаторов самолётов (рисунок 2) [1];

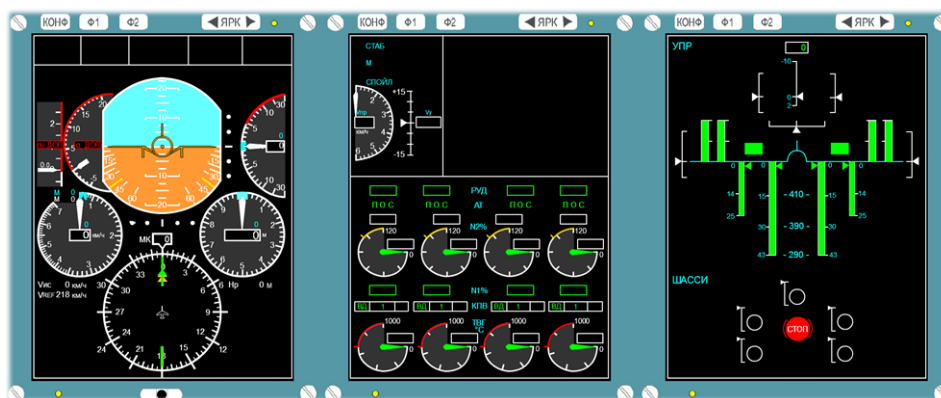


Рисунок 2 – Имитационная модель multifunctional цифровых индикаторов самолёта Ил-76МД-90А

- приборных панелей вертолётов (рисунок 3);



Рисунок 3 – Имитационная модель приборных панелей вертолёта Ми-8МТВ-2

- multifunctional цифровых индикаторов вертолётов (рисунок 4) (Согласно: Макаренко В.Н. Конструкция и прочность летательных аппаратов. Вертолет Ми-8АМТШ. Учебное пособие // Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2022. – 180 с.).

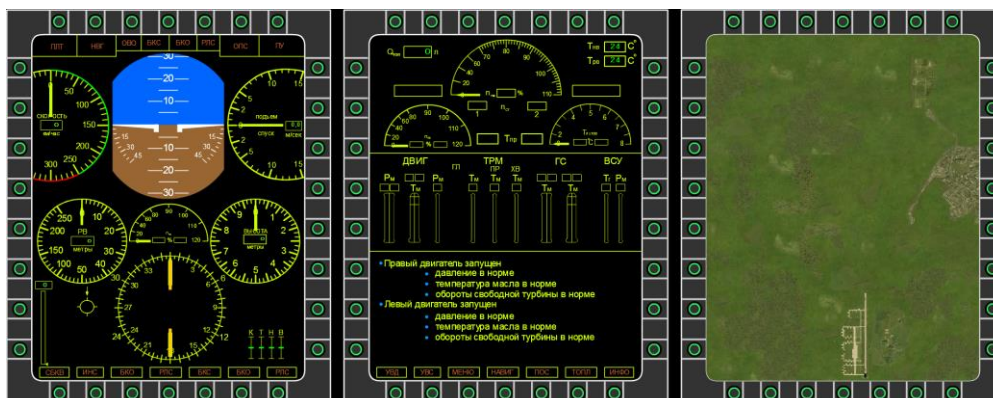


Рисунок 4 – Имитационная модель multifunctional цифровых индикаторов вертолёта Ми-8АМТШ

Представленные модели, созданы в программном комплексе Adobe@Flash. С помощью этого комплекса можно создавать приборные панели, многофункциональные цифровые индикаторы и индикаторы на лобовом стекле любых сложностей и для любых видов самолётов и вертолёттов.

Первым этапом для создания имитационной модели пилотажно-навигационной индикации является сбор информации о конкретном виде индикации.

Исходными данными для построения модели являются:

- внешний вид пилотажно-навигационного комплекса;
- информация о логике работы каждого прибора, входящего в данный комплекс.

Процесс прорисовки начинается с создания слоя, на котором располагается графическое изображение реальной приборной доски, индикатора на лобовом стекле или многофункционального цифрового индикатора, как показано на рисунке 5. С помощью команды импортировать в рабочую область добавляется на рабочее поле изображение индикации. Далее созданный слой для удобства переименовывается в соответствии с его функциональным назначением и смысловым наполнением. Слои можно скрывать, блокировать и переупорядочивать. Количество слоев ограничивается лишь возможностями вычислительной техники, использующейся для разработки имитационных моделей. Размер итогового файла зависит только от внутреннего заполнения слоев.

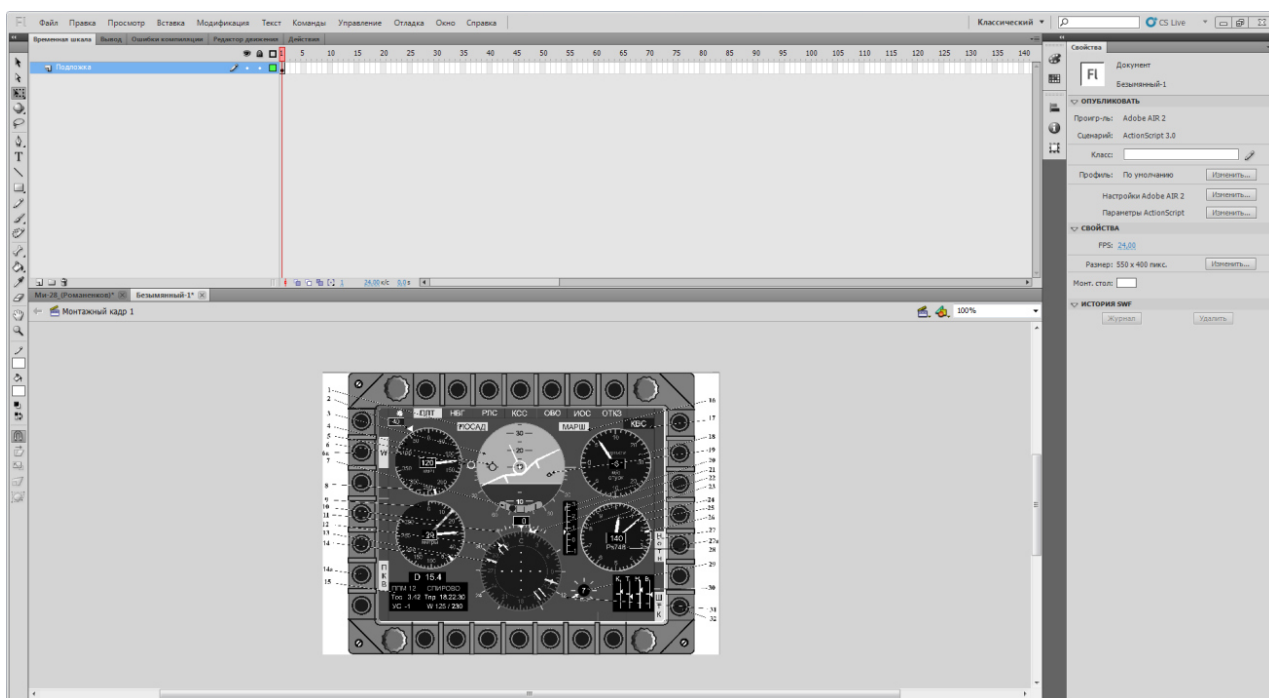


Рисунок 5 – Импортированная картинка многофункционального цифрового индикатора в Adobe@Flash

После импортирования графического изображения на рабочий слой осуществляется блокировка рабочего слоя. Далее, создавая дополнительные слои, начинается прорисовка каждого элемента пилотажно-навигационной индикации. Необходимо располагать каждый прибор на своём слое. Данный подход облегчает работу разработчика индикации и лица, которое будет работать с этой индикацией дальше.

На следующем этапе создаются четыре принципиальных элемента пилотажно-навигационного комплекса:

- индикаторов с вращающимися стрелками;
- авиагоризонтов;
- индикаторов с поступательно перемещающимися указательными элементами;
- сигнальной информации.

Для каждого элемента навигационно-пилотажного комплекса создается собственный слой, в котором идет графическая прорисовка индикатора и подвижных элементов (рисунок 7).

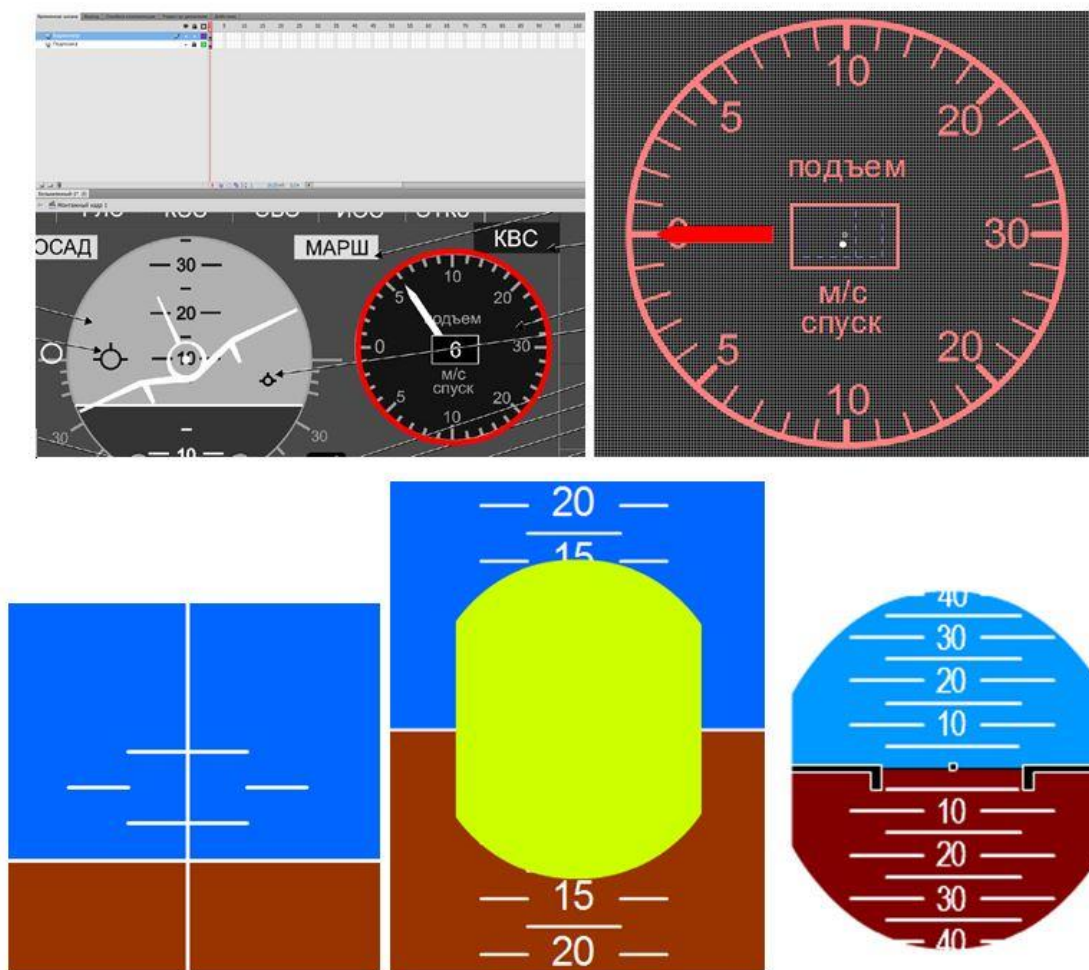


Рисунок 7 – Разработка моделей вариометра и авиагоризонта

Заключительным этапом является программирование логики перемещения объектов.

Работа, например, авиагоризонта, обеспечивается программным кодом:

```
{  
Shkala.y = 300 + f [i];  
Metka_sam.rotation = f [j];  
},
```

где i – номер сигнала, отвечающий за изменение крена, j – номер сигнала, отвечающий за изменение угла тангажа самолета. Числовое значение «300» соответствует нулевому положению по оси Y символа «*Shkala*»[2].

В дальнейшем, разработанные модели интегрируются с моделью динамики пространственного движения самолета, разработанную в среде Matlab@Simulink [3].

Таким образом, разработанные модели многофункциональных цифровых индикаторов используются при проведении полунатурных экспериментов на пилотажных стендах.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Ефремов А. Ф.* Авиационные приборы и информационно-измерительные системы. Часть 2. Информационно-измерительные системы. М.: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2010. 394 с.
2. Методика создания имитационных моделей кабинной индикации летательных аппаратов: отчет о НИР «Индикация-2020» / Д.В. Верещиков, И.А. Федоркевич, П.С. Костин и др. – ВУНЦ ВВС «ВВА», 2020. – 111 с.
3. *Федоркевич И. А.* Интеграция Simulink – модели динамики полёта самолёта и имитационной модели индикации на лобовом стекле / И. А. Федоркевич, М. А. Снеговских // Международная научно-практическая конференция «Актуальные вопросы исследований в авионике: теория, обслуживание, разработки» – «АВИАТОР» (Воронеж, 2021). – С. 191-193.

СЕКЦИЯ
«ПРОБЛЕМЫ, ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ
БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ»

*Председатель – Шаблов А. В., заместитель директора Иркутского филиала МГТУ ГА по УМР,
канд. пед. наук*

УДК 623.746.-519

ПОДХОД К МОДЕЛИРОВАНИЮ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА
БЕСПИЛОТНОГО ВИНТОКРЫЛОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Ковальчук Д. В., канд. техн. наук
Алханов К. Д.

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. В статье рассмотрен подход к моделированию динамики полета беспилотных винтокрылых летательных аппаратов на основе матричных моделей несущего и рулевого винтов.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, моделирование, несущий винт, рулевой винт, многомерные матрицы.

**AN APPROACH TO SIMULATING THE FLIGHT DYNAMICS OF AN
UNMANNED ROTORCRAFT**

Kovalchuk D. V., Candidate of Technical Sciences
Alkhanov K. D.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after
Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. The article discusses an approach to modeling the flight dynamics of unmanned rotorcraft based on matrix models of the main and tail rotors

Keywords: unmanned aerial vehicle, modeling, main rotor, tail rotor.

В последние десятилетия наблюдается стремительное развитие беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) по всему миру. Их широкий спектр применений, в том числе и в военном секторе, делает их все более востребованными.

Опыт применения БПЛА в коммерческих целях показывает, что наибольшим спросом пользуются винтокрылые летательные аппараты, которые обусловлены удобством их использования, в сочетании с необходимым уровнем

безопасности полетов и обеспечением приемлемых летно-технических характеристик.

В процессе проектирования БПЛА, на этапе разработки системы автоматического управления (САУ) возникает необходимость обеспечения заданных характеристик его устойчивости и управляемости во всем диапазоне высот и скоростей полета. Это реализуется за счет правильной настройки коэффициентов усиления в САУ. Поскольку подавляющее большинство БПЛА выполняют полеты в относительно небольшом диапазоне скоростей и высот (исключением являются БПЛА военного назначения, предназначенные для ведения различных видов разведки на больших высотах), то необходимость серьезной проработки алгоритмов САУ отсутствует, т.е. ее структура практически не меняется. Однако в зависимости от решаемых задач, актуальной задачей является настройка коэффициентов усиления в САУ.

Указанное требование можно реализовать при помощи полунатурного моделирования, которое позволит произвести отработку и настройку алгоритмов САУ на ее готовой элементной базе, заменив при этом сам БПЛА математической моделью его динамики полета. Такой подход позволяет существенно сократить время на проведение испытаний, а также снизить материальные затраты, исключив при этом риск утраты летного образца БПЛА.

Однако на этом этапе возникает необходимость разработки адекватной модели динамики полета БПЛА. Вопросы моделирования динамики полета летательных аппаратов самолетного типа давно изучены многими авторами и изложены в различных работах [1, 2]. Динамика полета винтокрылого летательного аппарата существенно отличается от самолетной динамики, что обусловлено не только способом создания подъемной силы, но и особенностями их движения, а также устойчивостью и управляемостью (Согласно: Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полета: учебник для слушателей и курсантов Военно-воздушной инженерной академии имени проф. Н.Е. Жуковского / Под ред. С.В. Левицкого. М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 519 с.)

Существуют работы, в которых описаны математические модели динамики полета вертолета [3, 4], однако единого подхода к их созданию выработано не было. Таким образом, целью работы является разработка подхода к моделированию динамики полета винтокрылых летательных аппаратов, который позволит существенно сократить временные затраты при проектировании новых БПЛА вертолетного типа и модернизации существующих.

Разработку модели динамики полета БПЛА вертолетного типа предполагается реализовать в два этапа. Первый этап сопряжен с определением тяговых и моментных характеристик несущего и рулевого винтов. Для этого прилагается использование приложения SimMechanics, системы Matlab/Simulink, предназначенное для моделирования пространственных движений твердотельных механизмов (Согласно: Мусалимов В.М. [и др.]. Моделирование мехатронных систем в среде MATLAB (Simulink / SimMechanics): учебное пособие для высших учебных заведений. СПб: НИУ ИТМО, 2013. 114 с.).

На рисунке 1 показана Simulink-модель несущей системы БПЛА вертолетного типа GSR260Z, созданная при помощи средств SimMechanics.

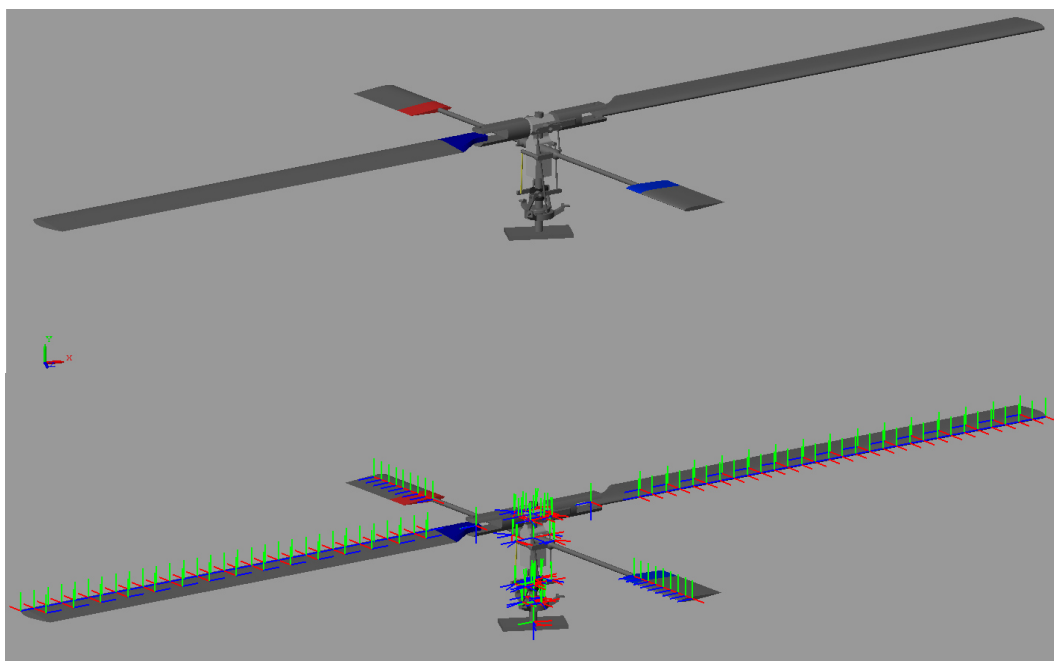


Рисунок 1 – Модель несущей системы вертолета GSR260Z в окне SimMechanics

Блок-схема модели, представленная на рисунке 2 в окне Simulink, учитывает геометрические размеры и массу всех элементов несущей системы и предназначена для определения тяговых и моментных характеристик несущего винта вертолета в зависимости от режимов его полета (обдужки).

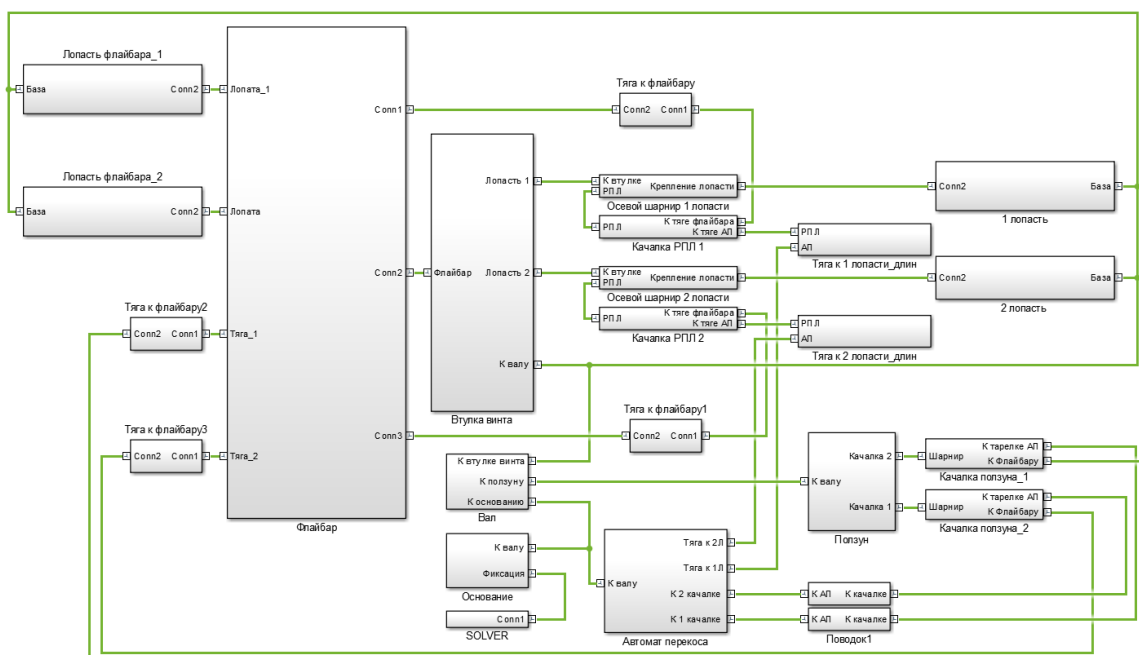


Рисунок 2 – Модель несущей системы вертолета в Simulink

Аэродинамические силы и моменты, действующие на лопасть, определяются на основе теории элемента лопасти, которая базируется на гипотезе плоских сечений (Согласно: Миль М. Л. и др. Вертолёты. Расчет и проектирование. Т.1 Аэродинамический расчет вертолета. М., Машиностроение, 1966. 456 с.). Лопасти работают в сложных условиях, определяемых изменением по ее радиусу и азимутальному положению углов атаки сечений α и чисел M . В основе данного метода лежит нахождение угла атаки и числа M в каждом сечении лопасти.

С помощью разработанной модели можно получать тяговые и моментные характеристики винта в зависимости от углов наклона тарелки автомата перекоса и величины общего шага, а также поступательной и вертикальной скоростей полета вертолета.

Полученные результаты компилируются в многомерные матрицы (массивы) (Согласно: Гантмахер Ф. Р. Теория матриц. 5-е изд., М.: Физматлит, 2010. 560 с.), которые представляют из себя зависимости силовых и моментных характеристик несущего и рулевого винтов от трех и более входных параметров. Так можно компилировать как 3-х мерные матрицы, так и 5-и мерные. На рисунке 3 показаны матрицы, характеризующие зависимости сил и моментов, возникающих на несущем винте от угла наклона тарелки автомата перекоса и величины общего шага (статические характеристики). При этом наклон тарелки автомата перекоса осуществляется в двух плоскостях. На рисунке 4 показаны 3-х мерные матрицы, характеризующие зависимости величин сил и моментов несущего винта от поступательной и вертикальной скоростей его движения, а также величины общего шага (динамические характеристики).

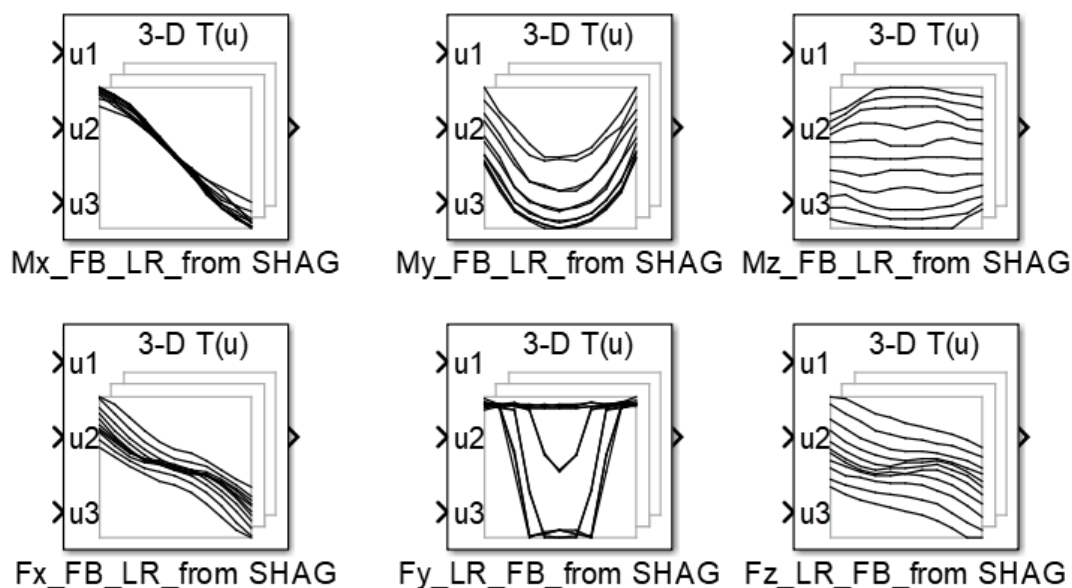


Рисунок 3 – Статические силовые и моментные характеристики несущего винта

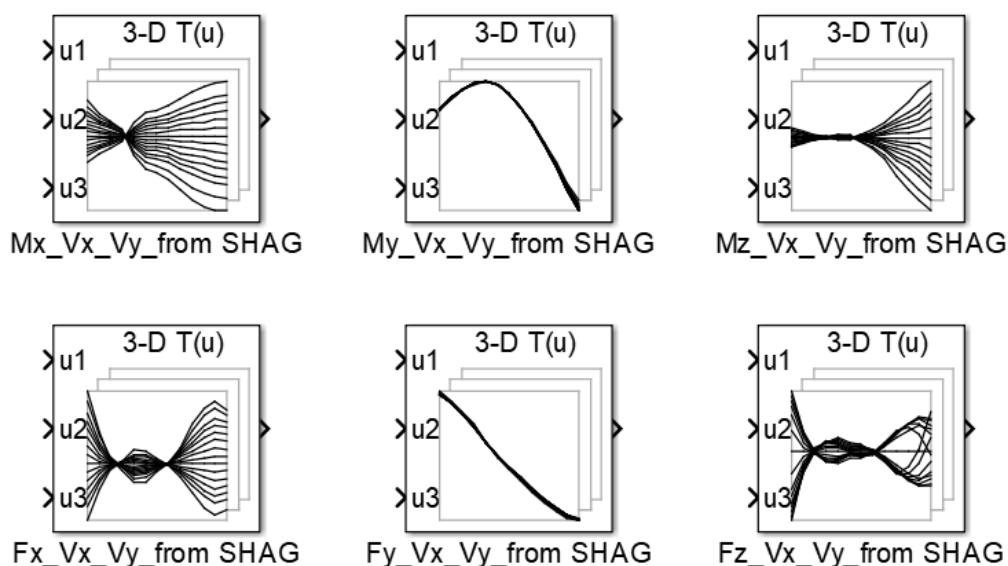


Рисунок 4 – Динамические силовые и моментные характеристики несущего винта

Входными параметрами являются значения углов наклона тарелки автомата перекоса, а также величина общего шага, измеренная по положению ползуна в миллиметрах. Величины сил и моментов определены в связанной с БПЛА системе координат.

Также в Matlab/Simulink имеется возможность задействовать 5-ти мерные массивы. В этом случае происходит объединение статических и динамических характеристик в один массив. Под пятью входными параметрами подразумеваются углы наклона тарелки автомата перекоса в двух плоскостях, поступательная и вертикальная скорости движения несущего винта (она же скорость полета БПЛА) и величина общего шага. На рисунке 5 представлен блок 5-ти мерного массива, характеризующий изменение величины продольной силы F_x в связанной с БПЛА системе координат.

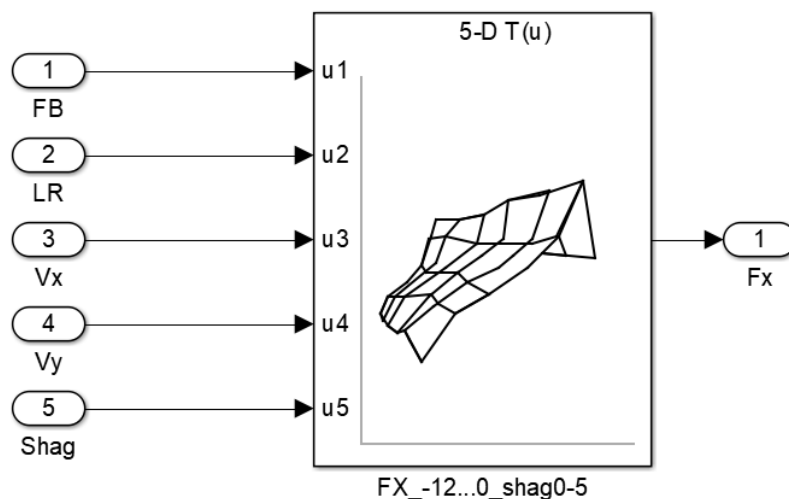


Рисунок 5 – Пятимерный массив продольной силы F_x

Полученные статические и динамические характеристики несущего и рулевого винтов, объединенные в один блок, позволяют описывать изменение величин сил и моментов, действующих на БПЛА, в зависимости от его скорости полета и конфигурации системы управления. Используя предложенный подход, можно с помощью программных средств, таких как Matlab/Simulink, воспроизводить динамику полета БПЛА вертолётного типа, что позволит на начальных этапах их проектирования обеспечить настройку и отработку алгоритмов САУ.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Фалилеев В. Ю.* Моделирование движения беспилотного летательного аппарата самолетного типа / В. Ю. Фалилеев, Р. Р. Шатовкин, Д. В. Митрофанов // Воздушно-космические силы. Теория и практика. 2020. № 14. С. 113-129. – EDN YAVMOX.
2. *Мустаев А. Ф.* Математическая модель управляемого пространственного движения БПЛА самолетной схемы / А. Ф. Мустаев // Вестник науки. 2019. Т. 3, № 6(15). С. 398-401. – EDN OIGVKV.
3. Математическая модель движения одновинтового вертолёта / Г. Г. Гарибян, Ю. В. Анискевич, И. Л. Петрова, Т. Ю. Лемешонок // Международный научно-исследовательский журнал. 2022. № 8(122). – DOI 10.23670/IRJ.2022.122.67. – EDN FMQGNJ.
4. *Ивчин В.А.* Новая математическая модель динамики вертолета для тренажеров и пилотажных стендов / В. А. Ивчин, О. Л. Черток // Сборник тезисов Международной научно-технической конференции "Новые рубежи авиационной науки" ASTEK'07. Москва, 19 – 22 августа 2007 г. М., 2007.

УДК 004.032.26

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЗАДАЧИ ПОИСКА И СОПРОВОЖДЕНИЯ ОБЪЕКТА ГРУППОЙ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ ГЛУБОКОГО ОБУЧЕНИЯ С ПОДКРЕПЛЕНИЕМ

Неретин Е. С.^{1,2}, канд. техн. наук

Головин Д. А.^{1,2}

Сухомейло Н. Я.²

¹ *Филиал ПАО «Яковлев» – Центр комплексирования,*

² *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
(г. Москва)*

Аннотация. В статье рассмотрено моделирование задачи поиска и сопровождения объекта формацией из трех БЛА на основе метода мультиагентного глубокого детерминированного градиента политики (MADDPG). Решена задача совместного управления группой БЛА в трехмерном пространстве с учетом динамично изменяющегося окружения.

Ключевые слова: беспилотные летательные аппараты, нейронные сети, глубокое обучение, MADDPG, системы управления, принятие решений.

MODELLING THE TASK OF SEARCH AND TRACKING OF AN OBJECT BY A UAV GROUP USING DEEP REINFORCEMENT LEARNING

Neretin E. S.^{1,2}, Candidate of Technical Sciences
Golovin D. A.^{1,2}
Sukhomeylo N. Y.²

¹*Branch of PJSC Yakovlev – Integration center*

²*Moscow Aviation Institute (National Research University)
(Moscow)*

Abstract. The article considers modelling of the task of searching and tracking an object by a formation of three UAVs on the basis of the multi-agent deep deterministic policy gradient method (MADDPG). The problem of joint control of a group of UAVs in three-dimensional space considering dynamically changing environment is solved.

Keywords: unmanned aerial vehicles, neural networks, deep learning, MADDPG, control systems, decision making.

Несмотря на стремительное развитие беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в современном мире, из-за возрастающей сложности задач и ограничений на время полета, грузоподъемность и т.д. возможности единичного БЛА сильно ограничены.

На фоне этой проблемы выглядят привлекательными технологии, использующие группу БЛА для решения задач с эффективностью, недоступной для единичного БЛА [3].

Группа БЛА состоит из определенного числа однотипных или разнородных летательных аппаратов, использующих информационное взаимодействие, обратную связь и стимулы для достижения общей цели. Взаимная координация поведения помогает в адаптации группы к динамично изменяющимся средам, при этом максимально используя возможности одного БЛА. Такой потенциал нашел применение в транспортной, военной и коммерческой сфере, а популярность совместной работы БЛА превысила популярность применения одиночного беспилотного летательного аппарата. Как пример использования группы БЛА выделяют:

- выполнение поисково-спасательных задач, где формирования беспилотных летательных аппаратов могут выполнять поиск людей на большой площади за короткое время;
- ликвидация последствий лесных пожаров и стихийных бедствий, где формирования охватывают большую территорию, реализуя автоматическое обнаружение и предотвращение;
- использование в сельском хозяйстве при удобрении полей, посеве семян и оценке урожайности, что согласуется с направлением развития интеллектуального сельского хозяйства и точного земледелия, продвигаемым страной.

Совместное управление несколькими БЛА заключается в рациональном распределении группы по разным позициям, а также контроле формирования, планировании маршрута и принятии решений о миссии. Целью совместного управления группой БЛА является максимальное увеличение общей эффективности с минимизацией затрат.

Важным направлением исследований является улучшение общей координационной способности формирований и проведение автоматических стратегических маневров в соответствии с различными ситуациями, происходящих в окружающей среде. Совместное планирование маршрута движения нескольких беспилотных летательных аппаратов связано с необходимостью перемещения формирования по определенной траектории в окружающей среде. Следовательно, необходимо заранее задать и спланировать безопасный и корректный маршрут, чтобы беспилотные летательные аппараты могли выполнять задачи с требуемой эффективностью. Совместное планирование маршрута с использованием нескольких беспилотных летательных аппаратов также применяется во многих областях, таких как экспресс-логистика, спасение в зонах стихийных бедствий, спасение при лесных пожарах и т.д.

Одной из задач является планирование оптимального маршрута между начальной точкой и местом выполнения миссии. При этом необходимо это осуществить таким образом, чтобы несколько БЛА могли быстро достичь места выполнения миссии, избежать неизвестных препятствий в окружающей среде и уменьшить потери БЛА.

Еще одна задача, решаемая в рамках совместного управления группой БЛА, – это принятие решений о миссии. Необходимо чтобы БЛА проводили совместные исследования и корректно формировали задачи самостоятельно на основе их собственной информации о статусе окружающей среды и миссии. Данная особенность повышает степень автоматизации системы, реализуя некоторую автономность формирования в выполнении миссии.

Основываясь на вышеизложенном, в данной статье проводится исследование задачи группового поиска и сопровождения с участием нескольких беспилотных летательных аппаратов. Задача группового сопровождения в основном изучает, как управлять формированием БЛА, чтобы автономно и скоординировано использовать формацию для окружения и захвата отдельных или групповых объектов. На рис. 1 представлено схематическое изображение задачи, рассмотренной в данной статье, где группа из трех союзных БЛА изначально осуществляет поиск, а затем сопровождение объекта в динамично изменяющихся условиях. В данном случае в качестве объекта для поиска выступает другой БЛА. Целями союзной группы БЛА являются достижение минимального времени обнаружения объекта, а также стремления группы к максимальному времени удержания объекта в зоне захвата дружественного БЛА.

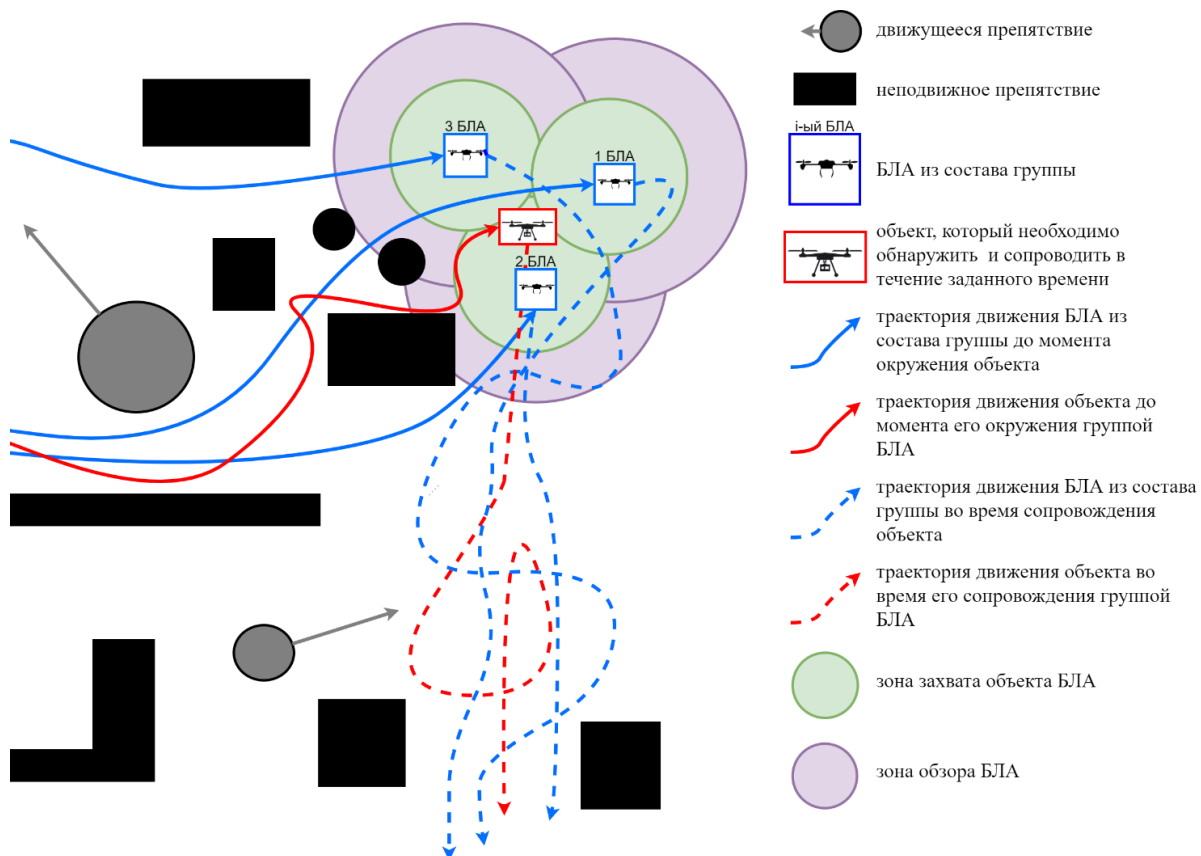


Рисунок 1 – Схематическое представление задачи обнаружения и сопровождения группой БЛА

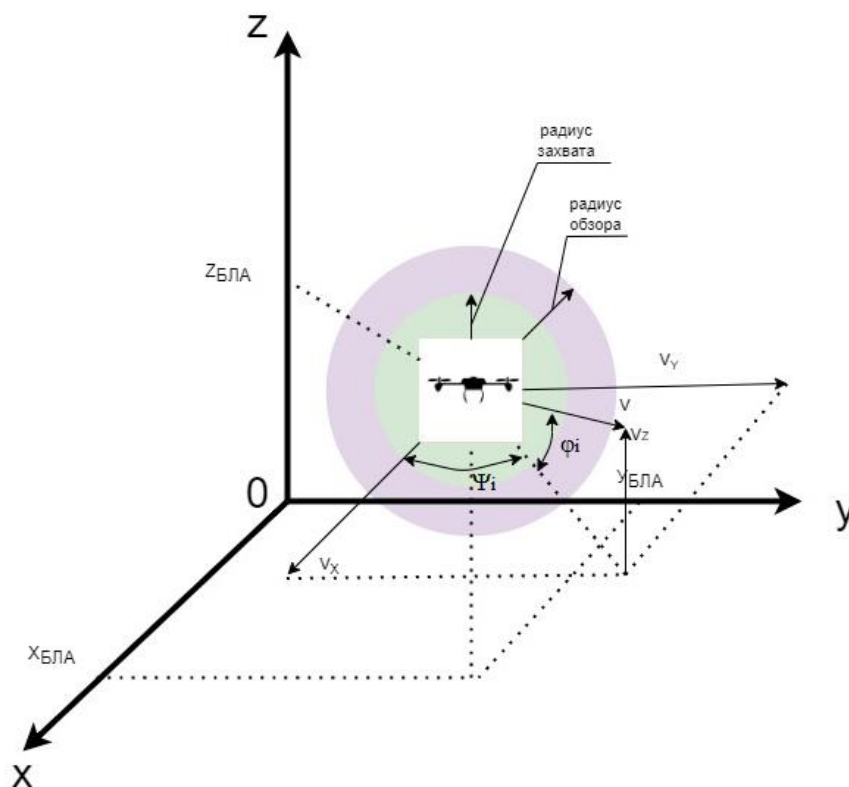


Рисунок 2 – Параметры, учитываемые в модели БЛА

Используя параметры представленные на рис. 2, модель движения БЛА может быть описана в виде:

$$p^t = \begin{bmatrix} x^{t-1} + v_x^t \cdot \Delta t \\ y^{t-1} + v_y^t \cdot \Delta t \\ z^{t-1} + v_z^t \cdot \Delta t \end{bmatrix}$$

$$v^t = \begin{bmatrix} v_x^{t-1} + a_x^t \cdot \Delta t \\ v_y^{t-1} + a_y^t \cdot \Delta t \\ v_z^{t-1} + a_z^t \cdot \Delta t \end{bmatrix}$$

где p и v – позиция и скорость БЛА в момент времени t .

Для того чтобы моделирование управления было ближе к управлению в реальной обстановке, БЛА управляется по двум каналам. То есть направлением движения и скоростью полета беспилотного летательного аппарата можно управлять, непосредственно управляя вектором силы, с которым он движется. Следовательно, информация о состоянии действия БЛА задается как:

$$A = [F_x, F_y, F_z]$$

где, F_x, F_y, F_z представляют собой силы, действующие на БЛА по осям X, Y и Z соответственно.

Ускорение беспилотного летательного аппарата может быть выражено как:

$$a = [a_x, a_y, a_z] = [F_x, F_y, F_z] / m_u$$

где, m_u – это масса БЛА.

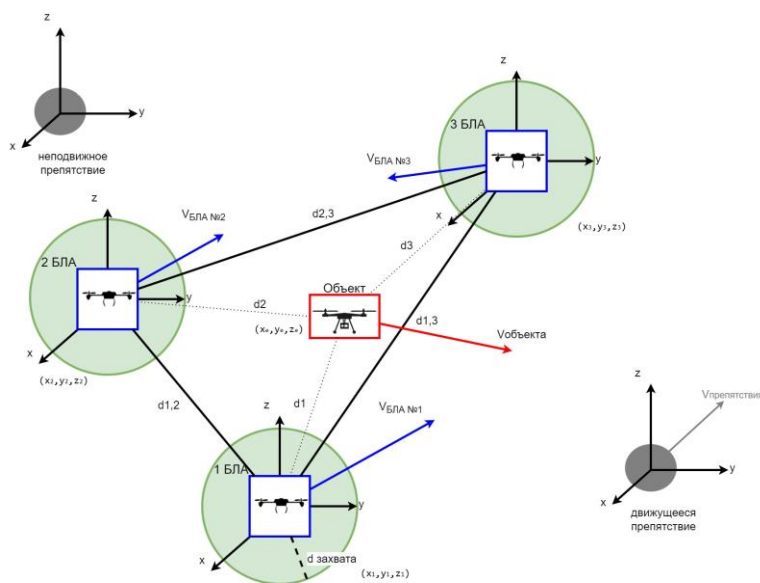


Рисунок 3 – Параметры математической модели, используемые в алгоритме обучения с подкреплением

В целях совместного управления формированием БЛА предлагается использовать многоагентное глубокое обучение с подкреплением, которое заменяет традиционные генетические алгоритмы, теорию игр и другие алгоритмы планирования траектории и управления формированием. Параметры, используемые алгоритмом обучения с подкреплением представлены на рис. 3.

Глубокое обучение с подкреплением – это комбинация глубокого обучения и обучения с подкреплением. Обучение с подкреплением (Reinforcement Learning) является важным методом решения задач принятия решений, наделяя агента способностью к самостоятельному обучению[1]. Взаимодействуя с окружающей средой (environment), агент постоянно пересматривает свою политику действий (policy) с помощью функции вознаграждения (reward function). Целью агента является максимизирование награды, которая выдается каждый раз, когда агент совершает какое-либо действие (action) в окружающей среде. В свою очередь, данные о состоянии агента в среде передаются через состояние (state), позволяя агенту реагировать на изменения.

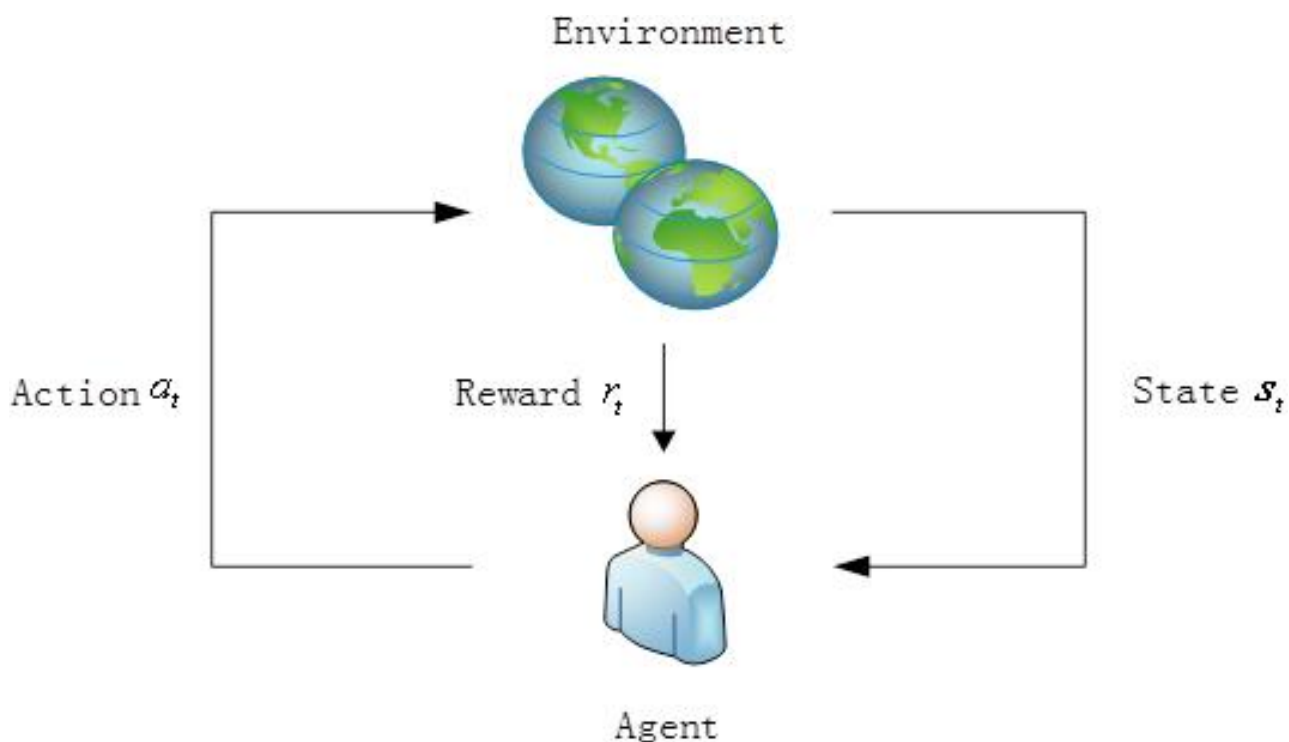


Рисунок 4 – Диаграмма взаимодействия окружающей среды и агента

Глубокое обучение (Deep Learning) – это алгоритм, использующий нейронные сети для изучения или создания сложных и многомерных нелинейных связей между входными и выходными данными [2]. Такое построение связей дает способность глубокой нейронной сети более гибко решать задачи на различных пространствах состояний и действий [6].

Классические алгоритмы обучения с подкреплением также включают в себя функцию оценки политики $v_{\pi}(s)$ которая определяется как ожидаемая итоговая награда политики π в текущем состоянии s . В процессе развития появилась другая оценка политики агента, обозначаемая как Q-value. Данная оценка выражается как $q_{\pi}(s, a)$ и, в отличие от функции выше, принимает дополнительный параметр a (текущее действие). Из-за ограничений, вызванных классической оценкой политики, метод Q-value образовал отдельный алгоритм Q-learning, устраняющий некоторые проблемы, связанные с нестабильным принятием решений и невозможности обучения [4].

Для решения задач, поставленных в работе, выбран алгоритм мультиагентного глубокого детерминированного градиента политики (MADDPG) [8]. Это алгоритм, использующий нейронные сети актера и критика, следующий принципу централизованного обучения и децентрализованного исполнения. Моделируя процесс функции Q-value, MADDPG вводит выбранные действия из текущей стратегии других агентов в качестве дополнительной информации для решения проблемы не стационарности окружающей среды. MADDPG знает все стратегии агентов, а стабильность среды не будет нарушена при изменении стратегии отдельного агента.

В отличие от одноагентного обучения с глубоким подкреплением, при многоагентном обучении с глубоким подкреплением агенту необходимо не только учитывать окружающую среду и информацию о своем состоянии, но и также учитывать параметры других агентов в полностью конкурентной или кооперативной среде. Классификация выделяет несколько типов взаимодействия между агентами, где основными являются: несвязный, правила коммуникации и взаимное сотрудничество.

Ранние многоагентные алгоритмы обучения с глубоким подкреплением относятся к так называемому несвязному типу, где каждый агент в мультиагентной среде выполняет свои действия независимо. В данной работе выбран тип взаимодействия БЛА в виде взаимного сотрудничества, реализованного через алгоритм MADDPG. В задаче принятия решений о маневрировании при сопровождении с участием нескольких беспилотных летательных аппаратов каждый БЛА должен выполнить совместное управление посредством эффективного распределения ресурсов и разработать эффективные тактические стратегии и маневры для достижения захвата объекта. Важной целью для каждого беспилотника является приближение к цели. Согласно диаграмме взаимного расположения союзных БЛА и объекта на рис. 3 вознаграждение за приближение БЛА к объекту устанавливается следующим образом:

$$r_{near_i} = \left| \frac{v_i}{v_{max}} \right| \cdot \cos\psi_i \cdot \cos\varphi_i$$

$$\cos\psi_i = \arctan \frac{v_{y_i}}{v_{x_i}} - \arctan \frac{y_e - y_i}{x_e - x_i}$$

$$\cos\varphi = \arctan \frac{v_{z_i}}{\sqrt{v_{y_i}^2 + v_{x_i}^2}} - \arctan \frac{z_e - z_i}{\sqrt{v_{y_e}^2 + v_{x_e}^2} - \sqrt{v_{y_i}^2 + v_{x_i}^2}}$$

где ψ_i – азимут между i -ым БЛА и объектом, φ_i – угол места между i -ым БЛА и объектом.

Награда была представлена скоростью БПЛА и относительным азимутом от БПЛА до цели. Когда беспилотник полетит к цели с более высокой скоростью, он получит большее вознаграждение. Кроме того, для того чтобы беспилотник мог автономно перемещаться и избегать препятствия, вознаграждение за безопасный полет БЛА устанавливается следующим образом:

$$r_{safe_i} = \begin{cases} -10, & d_{i0} \leq R_{препятствие} \text{ или } (x_i, y_i) \notin \text{Сценарий} \\ \frac{\min(l_{1-16}) - L}{L}, & \text{в ином случае} \end{cases},$$

где L – радиус обнаружения БЛА.

То есть, когда БЛА сталкивается или пересекает границу, он получает штраф. В полете, когда датчик БЛА обнаруживает препятствия, считается, что БЛА находится близко к препятствиям и будет наказан штрафом вместо получения награды.

Кроме того, существует положительное вознаграждение, когда решение о маневре с использованием нескольких беспилотных летательных аппаратов завершено:

$$r_{finish} = \begin{cases} 10, & \sum_{i=0}^{n-1} S_{U_i U_{i+1} E} - S_{U_1 U_2 \dots U_n} \text{ и } \forall d_i \leq d_{захвата} \\ 0, & \text{иначе} \end{cases},$$

где $S_{U_1 U_2 \dots U_n}$ – функция состояния БЛА.

Таким образом, финальная функция награды для каждого i -го БЛА будет выглядеть как:

$$r_i^{ex} = \mu_1 r_{near} + \mu_2 r_{safe_i} + \mu_3 r_{finish},$$

где μ_{1-3} – представляет соответствующие весовые значения трех наград.

Выводы

Подводя итоги, на основе итерационного процесса обучения нейронной сети интегрированной в каждый БЛА, группа стремится повысить суммарное награждение.

Основные результаты работы заключаются в следующем:

- Создание системы управления на основе алгоритма MADDPG для реализации автономного управления беспилотными летательными аппаратами и принятия решений в части формирования корректной траектории движения;
- В рамках алгоритма MADDPG предложена система вознаграждений, исследована проблема любопытства, ответственная за изучение местности в соответствии с их собственным состоянием и состоянием окружающей среды, предпринятыми и возможными действиями;
- Чтобы сбалансировать изучение окружающей среды и взаимодействие между беспилотными летательными аппаратами во время выполнения задания, метод MADDPG сочетает в себе преимущества, присущие выравниванию ожиданий и углубляет взаимодействие между дружественными беспилотными летательными аппаратами в соответствии с требованиями задачи. Дивергенция, вызванная чрезмерным изучением окружающей среды маловероятна, что еще больше повышает эффективность алгоритма.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Sutton R., Barto A.* Reinforcement Learning: An Introduction [M]. MIT Press, 1998.
2. *Goodfellow I., bengio Y.* Deep learning [M] . Cambridge, USA: MIT Press, 2017.
3. *He Jiangyan, Zuo Xianzhang, Zheng Yijie.* Comparison of UAVs between China and the United States and Its Enlightenment [J]. China Modern Educational Equipment, 2020 (05): 36-39. DOI: 10.13492 /j.cnki.cmee.2020.05 .013.
4. *Gavin Ar, Niranjana M.* On- line Q-learning using connectionist systems [D]. Cambridge, UK: University of Cambridge, 1994.
5. *Awheda M. D., Schwartz H.* MA fuzzy reinforcement learning algorithm using a predictor for pursuit-evasion games[C] // 2016 Annual IEEE Systems Conference (SysCon). IEEE,2016:1-8.
6. *Krizhevsky A., Sutskever I., Hinton G. E.* ImageNet Classification with Deep Convolutional Neural Networks[J]. Communications of the ACM, 2017, 60(6): 84–90. DOI: [https://doi.org/ 10.1145/3065386](https://doi.org/10.1145/3065386).
7. Part 1: Key Concepts in RL // [Электронный ресурс]. – 2023. URL: https://spinningup.openai.com/en/latest/spinningup/rl_intro.html#id2 (дата обращения 09.09.2023).
8. Deep Deterministic Policy Gradient // [Электронный ресурс]. – 2023. URL: <https://spinningup.openai.com/en/latest/algorithms/ddpg.html> (дата обращения 10.09.2023)

ОБЕСПЕЧЕНИЕ СВЯЗИ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ ПРИ ПОЛЕТАХ В ЕДИНОМ ВОЗДУШНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Рубцов Е. А., канд. техн. наук
Кудряков С. А., д-р техн. наук
Муксимова Р. Р., канд. техн. наук

*Российский университет транспорта (МИИТ)
(г. Москва)*

Аннотация. В статье рассмотрены вопросы интеграции беспилотных авиационных систем в единое воздушное пространство России. На базе последних мировых тенденций идентифицированы технологические пробелы, замедляющие процесс внедрения беспилотной авиации в традиционную авиационную систему. Особое внимание уделено линии контроля и управления C2 и радиочастотному спектру, который на уровне ИКАО предлагается выделить специально для линии C2. Технология цифровой авиационной связи L-DACS1 является потенциальной технологией обеспечения связи как для пилотируемой, так и для беспилотной авиации. Оцениваются зоны действия системы L-DACS и определен оптимальный состав и размещение наземных станций на примере Калининградской области для обеспечения связи, навигации и идентификации беспилотных авиационных систем при полетах в едином воздушном пространстве России.

Ключевые слова: радиосвязь, БАС, линия C2, L-DACS, зона действия.

ENSURING COMMUNICATION OF UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS DURING FLIGHTS IN A SINGLE AIRSPACE

Rubtsov E. A., Candidate of Technical Sciences
Kudryakov S. A., Doctor of Technical Sciences
Muksimova R. R., Candidate of Technical Sciences

*Russian University of Transport (MIIT)
(Moscow)*

Abstract. The article discusses the issues of integration of unmanned aircraft systems into the unified airspace of Russia. Based on the latest global trends, technological gaps have been identified that slowly down the process of introducing unmanned aircraft into the traditional aviation system. Particular attention is paid to the C2 monitoring and control link and the radio frequency spectrum, which at the ICAO level is proposed to be allocated specifically for the C2 link. L-DACS1 digital aviation communications technology is a potential communications technology for both manned and unmanned aircraft. The coverage areas of the L-DACS system are assessed and the optimal composition and placement of ground stations is determined using the example of the Kaliningrad region to provide communications, navigation and identification of unmanned aircraft systems when flying in the common airspace of Russia.

Keywords: radio communication, UAS, C2 line, L-DACS, coverage.

Введение

В последние десятилетия повсеместно наблюдался быстрый рост сектора гражданской авиации. Помимо традиционной пилотируемой авиации в гражданский сегмент стремительно встраивается беспилотная авиация. Необходимость более эффективного управления воздушным пространством и воздушным движением назрела уже давно, а развитие беспилотной авиации усложняет эту задачу, бросая новые концептуальные, технологические, организационные, нормативно-правовые вызовы. Поэтому сегодня большинство систем в секторе гражданской авиации проходят серьезную модернизацию. В статье рассматривается технология цифровой авиационной связи L-DACS, как перспективная система радиосвязи для беспилотной авиации.

Целью статьи является разработка предложений по обеспечению связи, беспилотных авиационных систем (БАС) при полетах в едином воздушном пространстве РФ, в частности, по внедрению системы L-DACS на примере Калининградской области.

Анализ нормативных документов, регламентирующих полеты БАС

Вопрос гражданского применения беспилотных авиационных систем, их безопасного воздушного движения для пилотируемой авиации, условий международных полетов БАС впервые был поднят на уровне ИКАО в 2005 году. В следующие два года были приняты решения о том, что ИКАО не подходит в полной мере на роль органа, который будет устанавливать стандарты и спецификации на технические параметры и характеристики БАС. Технические требования, связанные с обеспечением летной годности, линии управления и контроля (C2 – Command and Control), способности обнаруживать и предупреждать опасные ситуации, а также других функций, определяются различными организациями в мире, разрабатывающими отраслевые стандарты, такими как RTCA (Radio Technical Commission for Aeronautics) и EUROCAE (The European Organization for Civil Aviation Equipment). Эти организации координирует совет, состоящий из специальных рабочих групп, а ИКАО является координатором в области единообразия понятий, терминов, концепций, стратегий и политик в области безопасных полетов БАС. ИКАО должно было также принимать участие в разработке технических спецификаций другими организациями и определять требования к связи для БАС [1].

В международной нормативной практике ключевые документы, регулирующие полеты беспилотных авиационных систем – это стандарты и рекомендуемая практика ИКАО. Выделяют три основных документа: Циркуляр 328 «Беспилотные авиационные системы», Doc.10019 «Руководство по дистанционно пилотируемым авиационным системам», Doc.9750 «Глобальный аэронавигационный план» (ГАНП).

В России требования к БАС устанавливают Воздушный кодекс, Федеральные авиационные правила, а также приказы Минтранса и Росавиации.

Циркуляр 328 ключевым фактором интеграции БАС в единое воздушное пространство (ВП) называет способность БАС вести себя и реагировать аналогично пилотируемым воздушным судам. Циркуляр указывает на то, что интеграция БАС в единое ВП и аэродромные операции возможна в среднесрочной перспективе при соответствии минимальным требованиям, обязательным при выполнении полетов пилотируемых ВС. Это соответствует главной цели авиационной нормативной базы – поддержанию максимально единообразного уровня безопасности полетов.

Руководство по дистанционно пилотируемым авиационным системам (Doc.10019) ставит своей целью предоставление технических и эксплуатационных рекомендаций, связанных с интеграцией беспилотных пилотируемых воздушных судов в единое воздушное пространство и аэродромы.

Рекомендации основываются на предположении, что в системе гражданской авиации БАС будут равноправными участниками функционирования авиационной системы, будут интероперабельны со всеми участниками воздушного движения, а также с органами управления воздушным движением (УВД).

Глобальный аэронавигационный план (Doc9750) является высшим аэронавигационным стратегическим документом ИКАО и планом, призванным стимулировать эволюцию глобальной аэронавигационной системы.

Концепция ГАНП заключается в создании интероперабельной аэронавигационной системы с учетом новых тенденций в области авиационных технологий. Что касается БАС, ключевым моментом в их интеграции является выявление возможных рисков и их снижение до требуемого уровня. Из основных требований можно назвать: способность БВС сообщать о своем местоположении в течение всего полета. Новые технологии, разработанные специально для БАС, должны быть совместимы с оборудованием, применяемым в настоящее время в УВД; линия C2, которая обеспечивает связь внешнего пилота с ВС, должна работать в частотном спектре, совместимом с авиационными системами. При этом необходимо учитывать, что требования к возможностям технологий будут возрастать по мере возрастания сложности операций, выполняемых БАС (полеты за пределами прямой видимости (BVLOS), полеты в городских условиях (UAM), полностью автономные полеты БАС, перевозка людей на борту БВС).

ИКАО выделяет четыре главных требования для интеграции БАС и систему ОрВД [2]:

- 1) Интеграция БАС не подразумевает оказания значительного влияния на текущих пользователей воздушного пространства;
- 2) БАС должны соответствовать существующим и будущим нормам и процедурам, установленным для пилотируемой авиации;
- 3) Интеграция БАС не должна подвергать риску существующий уровень безопасности полетов и не повышать риск более, чем возможное эквивалентное повышение в пилотируемой авиации;

4) Операции БАС должны проводиться таким же образом, как и операции пилотируемых ВС и должны рассматриваться УВД и другими пользователями ВП, как эквивалентные.

Что касается нормативного регулирования полетов БАС в России, то можно отметить ряд особенностей:

1) конкуренцию за использование ВП между эксплуатантами БАС (если двум разным эксплуатантам необходимо в одно время совершать полеты в одной области, летать будет тот, кто первый подал заявку и в чьих интересах был введен временный/местный режим);

2) ограничения по использованию ВП пилотируемой авиацией (другие ВС не имеют права на вход в зону с установленным местным или временным режимом);

3) значительное сокращение емкости воздушного пространства;

4) сложность оперативного изменения порядка использования воздушного пространства, например, для проведения спасательных работ.

Указанный порядок, направленный на безусловный приоритет обеспечения безопасности, сильно снижает емкость воздушного пространства и создает конкуренцию между пилотируемой и беспилотной авиацией.

В соответствии с действующим законодательством РФ, совместные полеты БАС и пилотируемых ВС фактически полностью исключены. Это ограничение обусловлено отсутствием технологий обслуживания совместных полетов беспилотных и пилотируемых ВС в едином воздушном пространстве страны, отсутствием совместимости бортового оборудования и наземной инфраструктуры для обоих видов ВС, отсутствием нормативных требований, что исключает возможность гарантировать надлежащий уровень безопасности совместных полетов.

Особенности интеграции БАС в общее ВП

Задача интеграции беспилотной авиации в единое воздушное пространство решается мировым сообществом уже более 15 лет. Это связано с общими тенденциями по автоматизации, роботизации, цифровизации и информатизации, ожиданиями, что часть полетов, которые сегодня осуществляет пилотируемая авиация, будут реализованы с применением беспилотных воздушных судов, и появлением новых, ранее не существовавших, секторов экономики и бизнеса.

Для интеграции БАС в единое ВП, в первую очередь, необходимо, чтобы все документы, правила и технологии стали доступны для обеспечения бесперебойной и безопасной интеграции БАС в систему ОрВД.

Пилотируемая авиация считается приемлемо безопасной благодаря вкладу многих факторов, таких как первоначальная летная годность (конструкция, качество изготовления), постоянная летная годность (техническое обслуживание) и эксплуатационные разрешения, система УВД, системы безопасности полетов, автоматизация кабины пилотов и т.д. вместе с многолетним опытом и прилежным применением уроков, извлеченных из

мероприятий по обеспечению безопасности. Вопрос же обеспечения безопасности полетов БАС бросает вызов всему авиационному сообществу.

Задача интеграции БВС в единое воздушное пространство подразумевает под собой выполнение безопасных и эффективных совместных полетов беспилотных и пилотируемых воздушных судов. В контексте авиации безопасность полетов – это состояние, при котором возможность причинения ущерба лицам или имуществу снижена до приемлемого уровня и поддерживается на этом или более низком уровне посредством постоянного процесса выявления опасных факторов и управления факторами риска для безопасности полетов. Для решения задачи интеграции был идентифицирован ряд технологических пробелов. В настоящее время ключевые исследования в мире направлены на [1; 2]:

- предупреждение столкновений;
- дистанционную идентификацию;
- контроль и управление;
- человеческий фактор;
- прогнозирование;
- исследования БВС;
- управление рисками.

Можно сформулировать базовые принципы интеграции беспилотных авиационных систем в единое воздушное пространство Российской Федерации:

- интеграция беспилотных воздушных судов не должна приводить к снижению существующего уровня безопасности полетов гражданской авиации, увеличению риска для жизни и здоровья граждан в воздухе и на земле, а также причинению вреда наземной инфраструктуре и имуществу граждан;

- уровень требований в области обеспечения полетов БАС на всех этапах должен быть пропорциональным потенциальным рискам: уровень требований возрастает в соответствии с уровнем роста риска;

- в результате интеграции беспилотная и пилотируемая авиация должны получить необходимый уровень аэронавигационного обслуживания и равноправный доступ к ВП РФ;

- беспилотные воздушные суда, выполняющие полёт в едином воздушном пространстве Российской Федерации, должны соответствовать установленным требованиям, а траектории их полёта должны быть однозначно идентифицируемыми, понятными и предсказуемыми для всех участников воздушного движения и органов обслуживания воздушного движения (управления полетами);

- должна быть обеспечена информационная защищённость и кибербезопасность авиационной транспортной системы в целом и всех компонентов её инфраструктуры;

- необходимо формирование государственной нормативно-технической и нормативно-правовой базы.

Модернизация систем авиационной радиосвязи

Модернизация авиационной электросвязи является одним из приоритетных направлений, рассматриваемых в Глобальном аэронавигационном плане ИКАО (ГАНП). Существует две основные категории обслуживания по линии передачи данных: обслуживание воздушного движения, которое связано с обеспечением безопасности полетов, что требует стандартизации и нормирования характеристик, процедур и технических средств; обслуживание, связанное с предоставлением информации, к которому применяются менее жесткие требования. В случае полетов БАС, вся связь между ВС и наземной станцией, кроме случаев передачи данных полезной нагрузки, относится к обслуживанию, напрямую связанному с безопасностью полетов, особенно если речь идет о совместных полетах с пилотируемыми ВС в едином воздушном пространстве.

Существует три основных области, которые рассматриваются для разработки стандартов:

1) аэропортовые операции – разработка наземной системы ЛПД высокой пропускной способности для обеспечения аэропортовых операций. Сюда относится авиационная подвижная аэропортовая система связи (AeroMACS);

2) SATCOM – новая спутниковая система ЛПД, предназначенная для океанических и удаленных районов, которая может использоваться в континентальных районах в качестве дополнения к наземным системам.

3) наземная система ЛПД для континентальных полетов (район аэродрома и полеты по маршруту). ГАНП рассматривает для этих целей цифровую авиационную систему связи авиационного L-диапазона (L-DACS).

В концепции CNS (Communication, Navigation, Surveillance – связь, навигация, наблюдение) ИКАО появилась новая сущность – радиолиния контроля и управления БАС (Command & Control – C2). Это линия передачи данных (не включая полезную нагрузку), обеспечивающая контроль и управление БВС внешним пилотом с земли. В предлагаемом новом томе международных стандартов и рекомендуемой практики ИКАО к Приложению 10 «Авиационная электросвязь» к Конвенции о международной гражданской авиации, том VI «Системы и правила связи, относящиеся к линии C2 дистанционно пилотируемых авиационных систем», линия C2 определяется как логическая, но физически реализованная связь, используемая для обмена информацией между пунктом дистанционного пилотирования и дистанционно пилотируемым воздушным судном. Она позволяет передавать команды внешнего пилота, а от БВС получать информацию о его состоянии [3].

C2 является составной частью БАС. Прежде в практике гражданской авиации не было необходимости управлять воздушным судном по радиолинии. С появлением БВС такая необходимость возникла. Требования к радиолинии C2 будут самыми жесткими в части надежности из всех требований к существующим радиолиниям. Потеря связи C2 эквивалентна отключению пилота от управления воздушным судном.

В сентябре 2016 года Специальный комитет SC-228 RTCA выпустил первый стандарт на линию C2 – «Минимальные операционные характеристики

(MOPS) линии контроля и управления С2 (наземного базирования)» DO-362. В декабре 2020 года вышел обновленный стандарт DO-362A.

Стандарт предусматривает использование L и C диапазонов, включая одновременное использование двух диапазонов для повышения надежности линии передачи данных.

Планы EUROCAE (рабочая группа WG 105) по стандартизации системы С2 включают работы в трех направлениях: радиолиния С2, спектр и информационная безопасность для сертифицируемых БАС.

При создании канала передачи данных воздух/земля в рамках инфраструктуры связи будущего (FCI – future communication infrastructure) ИКАО рекомендует использовать диапазон 960-1164 МГц для совместимости с существующими системами связи. ИКАО стандартизирует технологию наземной широкополосной передачи данных L-DACS, которая продемонстрировала свою зрелость в ходе летных испытаний [4].

L-DACS – современный канал передачи данных для аэронавигации. Развитие L-DACS было инициировано уже выявленными ограничениями полосы пропускания в системах передачи данных для авиации, использующих каналы связи ОБЧ. Для поддержки будущих услуг L-DACS может обеспечивать пропускную способность данных от 550 Кбит/с до 2,6 Мбит/с в зависимости от выбранной схемы адаптивного кодирования и модуляции. L-DACS также управляет приоритетами обслуживания и, таким образом, гарантирует пропускную способность, низкую задержку и высокую непрерывность обслуживания для критически важных с точки зрения безопасности приложений.

Рассматривается вариант доработки двух версий системы L-DACS, а именно L-DACS1 и L-DACS2 [5].

L-DACS2 использует физический уровень GSM. L-DACS2 использует модуляцию GMSK (гауссовскую манипуляцию с минимальным частотным сдвигом), используемую в оригинальном GSM. GSM работает в диапазонах 900 МГц, 1800 МГц и 1900 МГц. L-DACS2 предназначен для использования одного канала 200 кГц в диапазоне 960-975 МГц. Это очень близко к диапазону GSM 900, и поэтому большинство проектных параметров GSM могут быть повторно использованы в L-DACS2. Эта конструкция также позволяет повторно использовать объемные GSM-компоненты, что приводит к недорогим реализациям.

L-DACS1 для целей аэронавигации и обеспечения связи БАС и пилотируемых ВС с наземными станциями является более эффективной системой, чем L-DACS2

Оценка зон действия наземных станций связи

Рассчитаем дальность наземной станции связи. При расчетах будут учитываться параметры атмосферы и влияние рельефа [3; 6]. Закрывания рассчитываются с применением цифровых моделей рельефа [7].

Оценим оптимальный состав и размещение наземных станций L-DACS1 на примере Калининградской области. Калининградская область была выбрана

как субъект РФ, который удобно использовать для моделирования. Общая площадь составляет 15 100 км². Максимальная протяжённость области с запада на восток – 205 км, с севера на юг – 108 км. Всхолмлённая равнина, отдельные участки которой находятся ниже уровня моря, составляет достаточно разнообразный рельеф, но не относится к сложному, что также удобно при моделировании.

Рассмотрим вариант внедрения наземных станций связи с высотой антенны 30 м. В этом случае понадобится 3 позиции, в поселках: Багратионовский, Неманский, Озерский (рис. 1).

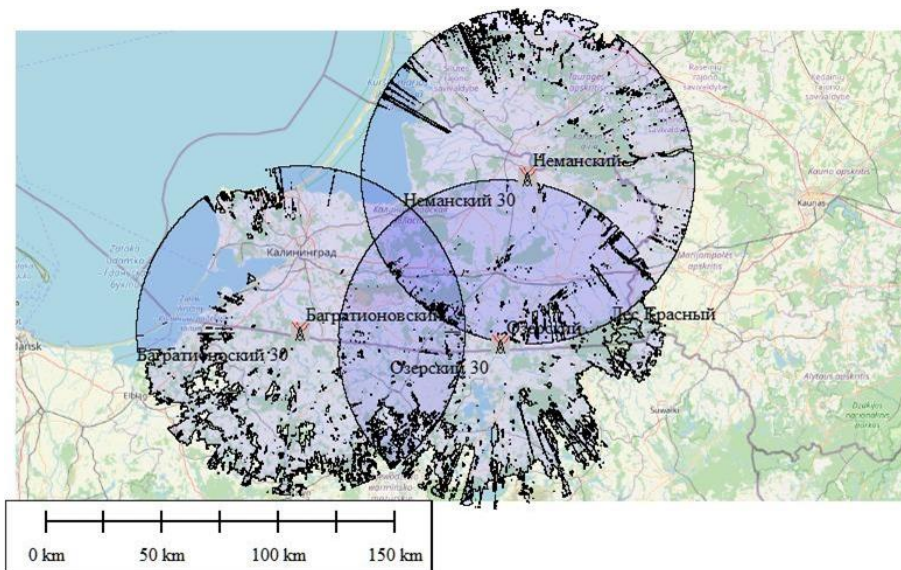


Рисунок 1 – Зона покрытия при: подъеме антенны 30 м над землей, высоте полета БВС 200-500 м

Для обеспечения устойчивой связи над всей Калининградской областью потребуется достаточно большое количество станций, поэтому более эффективным решением будет изменение высоты подъема антенны.

При использовании антенн высотой 50 м потребуется две позиции наземных станций связи в поселках: Багратионовский и Неманский (рис. 2).

Применение двух станций является оптимальным вариантом, так как при отказе одной из них в большей части контролируемого воздушного пространства будет обеспечиваться требуемая радиосвязь. Для обеспечения связи с БВС, которые совершают полеты на высотах от 200 до 500 м, с применением системы L-DACS1, требуется оборудование со следующими характеристиками:

- мощность передатчика = 35 дБм;
- усиление антенны передатчика = 16 дБ
- секторная антенна с углами диаграммы направленности: 15° в вертикальном секторе и 60° в горизонтальном;
- усиление антенны приемника = 3 дБ;
- чувствительность приемника = –103 дБм.

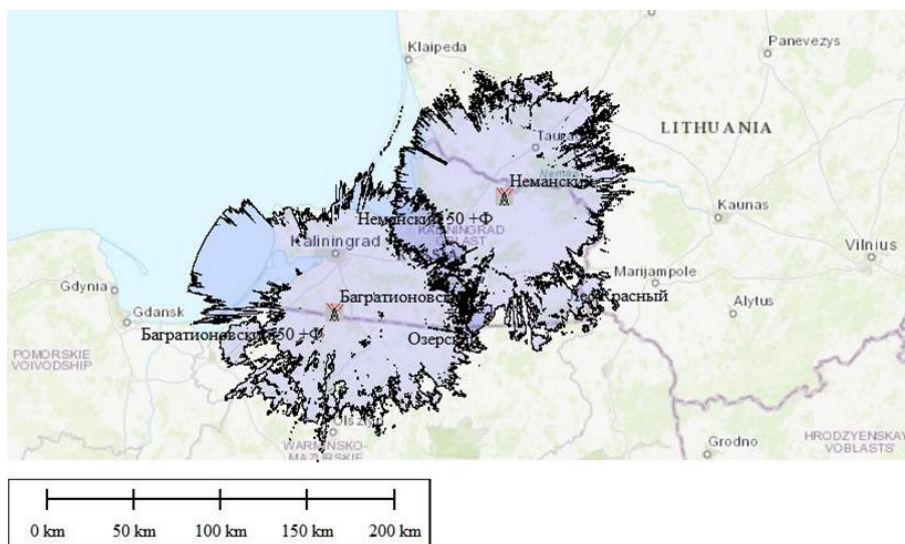


Рисунок 2 – Зона покрытия при: подъеме антенны 50 м над землей, высоте полета БВС 200-500 м

При этом высота антенны на земле будет составлять 50 м, максимальная дальность радиосвязи составит 75 км. Таким образом, необходимое расстояние между двумя наземными станциями составит ≈ 150 км.

Заключение

Обеспечение интеграции БАС в воздушное пространство РФ потребует внедрения новых сервисов аэронавигационного обслуживания, что невозможно без разработки, апробации и внедрения соответствующих технологических решений. К таким технологическим решениям относятся перспективные системы связи L-DACS. Технология L-DACS масштабируема, безопасна, эффективна в использовании спектра и обеспечивает значительные преимущества для пользователей и поставщиков услуг. Предлагается развернуть сеть наземных станций L-DACS.

Из двух типов систем L-DACS: L-DACS1 и L-DACS2 для целей аэронавигации и обеспечения связи БАС и пилотируемых ВС с наземными станциями L-DACS1 является более эффективной. Технические характеристики системы L-DACS позволяют помимо связи обеспечить навигацию и идентификацию БВС. Эта система может использоваться как пилотируемой, так и беспилотной авиацией, обеспечивая высокое качество связи.

Получены зоны действия наземных станций связи L-DACS1, полученные для примера размещения антенн в Калининградской области.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Рубцов Е. А. Анализ проблем применения беспилотных авиационных систем при полетах в общем воздушном пространстве / Е. А. Рубцов, И. В. Кириенко // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации : Сборник трудов IX Международной научно-практической конференции, Иркутск, 15–22 октября 2020 года. Иркутск: Иркутский филиал федерального государственного бюджетного образовательного

учреждения высшего образования "Московский государственный технический университет гражданской авиации", 2020. С. 264-270. – EDN LKKYZI.

2. *Кудряков С. А.* Бесконфликтное использование пилотируемых и беспилотных воздушных судов / С. А. Кудряков, Е. А. Рубцов // Системный анализ и логистика. 2019. № 1(19). С. 88-101. – EDN YWYPRZ.

3. Analysis of different range data links for command, control and communications with unmanned aircraft / S. A. Kudryakov, E. A. Rubtsov, S. A. Belyaev [et al.] // Известия СПбГЭТУ ЛЭТИ, 2019. No. 1. Pp. 31-38. EDN: VUSVDS.

4. *Межетов М. А.* Перспективы использования системы передачи данных LDACS для задач управления воздушным движением / М. А. Межетов, Е. С. Григорьева, П. Т. Никитич // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации : Сборник трудов IX Международной научно-практической конференции, Иркутск, 15–22 октября 2020 года. Иркутск: Иркутский филиал федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования "Московский государственный технический университет гражданской авиации", 2020. С. 176-182. – EDN GFCDDC.

5. *Raj Jain.* Analysis of L-Band Digital Aeronautical Communication Systems: L-DACS1 and L-DACS2 / Raj Jain, Fred Templin, Kwong-Sang Yin // IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2011. Pp. 102-114.

6. Методика оценки зон действия радиотехнических средств связи ОВЧ диапазона с учетом требований по безопасности полетов / Е. А. Рубцов, Е. В. Соболев, С. В. Григорьев, С. А. Кудряков // Актуальные проблемы защиты и безопасности: Труды XXI Всероссийской научно-практической конференции, Санкт-Петербург, 03–06 апреля 2018 года / Российская Академия ракетных и артиллерийских наук. Том 2. Санкт-Петербург: НПО Специальных материалов, 2018. С. 152-157. EDN: VKQZRG.

7. *Рубцов Е. А.* Метод расчета зон действия радиотехнических средств связи ОВЧ диапазона с применением цифровых моделей рельефа // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации : Сборник трудов V научно-технической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов с международным участием, Иркутск, 22–24 марта 2016 года. Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, Иркутский филиал, 2016. С. 100-106. – EDN DAGJCD.

УДК 629.7

СОЗДАНИЕ ЗАКРЫТОГО ТЕМПЕРАТУРНОГО КОНТУРА С ЦЕЛЬЮ ПРИМЕНЕНИЯ БЕСПИЛОТНОЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ В ХОЛОДНОМ КЛИМАТЕ

Феоктистова О. Г., д-р техн. наук
Рыбьяков А. В.

*Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)*

Аннотация. Данная статья посвящена проблеме перевозки пассажиров и грузов в отдаленных районах, для этих целей предлагается использовать беспилотные авиационные системы вертикального взлета и посадки, использование которых связано с некоторыми ограничениями, снижение влияния которых предлагается в статье.

Ключевые слова: беспилотная авиация, холодный климат, холод, авиация, EVTOL.

CREATION OF A CLOSED TEMPERATURE CIRCUIT FOR THE PURPOSE OF USING UNMANNED AERIAL VEHICLES IN COLD CLIMATES

Feoktistova O. G., Doctor of Technical Sciences
Rybyakov A. V.

*Moscow State Technical University of Civil Aviation
(Moscow)*

Abstract. This article is devoted to the problem of passengers and cargo transportation in remote areas. It is proposed to use unmanned aircraft systems for vertical takeoff and landing for these purposes. Their utilizing is associated with some restrictions, the reduction of the impact of which is proposed in the article.

Keywords: unmanned aviation, cold climate, cold, aviation, EVTOL.

Целью данного исследование является проработка возможности и целесообразности использования беспилотных летательных аппаратов вертикального взлета и посадки с гибридной силовой установкой в холодном климате, при условии использования закрытого температурного контура.

Обзор современного состояния перевозок в холодном климате

Современная транспортная система невозможна без авиационного транспорта, соединяющего отдаленные районы и обеспечивающего отдаленные поселения и производственные площадки вне населенных пунктов. Ежегодный рост авиаперевозок, в соответствии с прогнозами корпорации Airbus, будет составлять около 5 % ежегодно, с небольшой разницей по видам перевозок и макрорегионам [1].

Российская Федерация является самой большой по площади страной. За счет этого наша страна обладает большим количеством ресурсов, таких как золото, нефть, алмазы. Большая часть ресурсов находится в труднодоступных районах Сибири и Крайнего Севера [2], не имеющих круглогодичного доступа к транспортной инфраструктуре, что затрудняет доступ к ним и делает круглогодичную добычу, без применения авиационного транспорта [3], невозможной. Как следствие, каждый день большое количество различной авиационной техники используется для совершения перелетов в этих районах. Полеты в таких условиях постоянно связаны с повышенным риском для экипажа, так как в случае вынужденной посадки природно-климатические условия не всегда позволяют осуществить быстрый ремонт и, при необходимости, эвакуацию. Территории, в которых авиация является единственным видом транспорта (по данным Росавиации), обеспечивающим круглогодичный доступ к транспортной инфраструктуре, отмечены на рис. 1.



Рисунок 1 – Территория, где авиация является единственным средством обеспечения транспортной доступности, *Источник: <https://favl.gov.ru/novosti-novosti?id=3566>*

С целью снижения риска предлагается увеличить использование беспилотных систем (сейчас основное применение таких систем – аэрофотосъемка). Необходимо также отметить, что в рамках данного материала предлагается рассматривать только грузовые авиаперевозки на беспилотных системах вертикального взлета и посадки, так как в настоящий момент перевозка пассажиров на беспилотном авиатранспорте не разрешена законодательством. Но необходимо отметить, что снижение загрузки грузами пилотируемого авиационного транспорта позволит увеличить количество пассажиров на каждом воздушном судне, занимающемся перевозками и уделять больше времени их состоянию (что может позитивно отразиться на безопасности полетов пилотируемого воздушного транспорта), а эксплуатация грузовых беспилотных систем вертикального взлета и посадки позволит организовать непрерывную доставку необходимых грузов на удаленные площадки. Кроме того, применение беспилотных авиационных систем вертикального взлета и посадки позволит сократить количество грузовых рейсов.

Потенциальные проблемы и достоинства перехода на беспилотные системы вертикального взлета и посадки

Эксплуатация беспилотных систем связана с необходимостью увеличения количества отдельных летательных аппаратов, что связано с меньшей грузоподъемностью отдельных летательных аппаратов. Данный недостаток понижается за счет одного из предлагаемых решений:

- создание «роя», который будет способен перевозить аналогичные объемы грузов за один раз;
- создание постоянных челночных рейсов;
- для повышения безопасности окружающей среды в случае авиационных происшествий возможно применение биотоплива[4].

Кроме того, для снижения вероятности человеческих жертв предлагается осуществлять полеты вне населенных пунктов и существующих площадок размещения персонала, что при авиационном происшествии снизит вероятность человеческих жертв, находящихся на земле. Снижение вероятности пожаров осуществляется за счет встроенных систем пожаротушения при обнаружении возгорания.

В то же время внедрение в эксплуатацию беспилотных систем вертикального взлета и посадки позволит с большей точностью и эффективностью подходить к доставке небольших грузов, так как для доставки срочного груза (агрегатов и деталей для ремонта) нет необходимости привлекать летательные аппараты, обладающие большими провозными емкостями и требующие повышенных финансовых затрат на единичную перевозку.

Рассмотрение предлагаемой системы вертикального взлета и посадки и ее доработки для использования в холодном климате

Предлагаемая система вертикального взлета и посадки, использующая гибридную силовую установку (лопасти вращают электромоторы, питаемые генератором, использующим топливо) в текущем исполнении (приспособленном к районам с умеренным климатом), способна перевозить 200 килограмм полезной нагрузки. Расчетные затраты на перевозку 1 килограмма груза в 1,5-2 раза ниже, чем затраты на эксплуатацию Ми-8 (расход одного беспилотного аппарата 15 литров в час, Ми-8 расходует 600-800 литров, грузоподъемность 20 беспилотных аппаратов аналогична грузоподъемности Ми-8). На рисунке 2 представлен общий вид предлагаемого беспилотного летательного аппарата вертикального взлета и посадки.

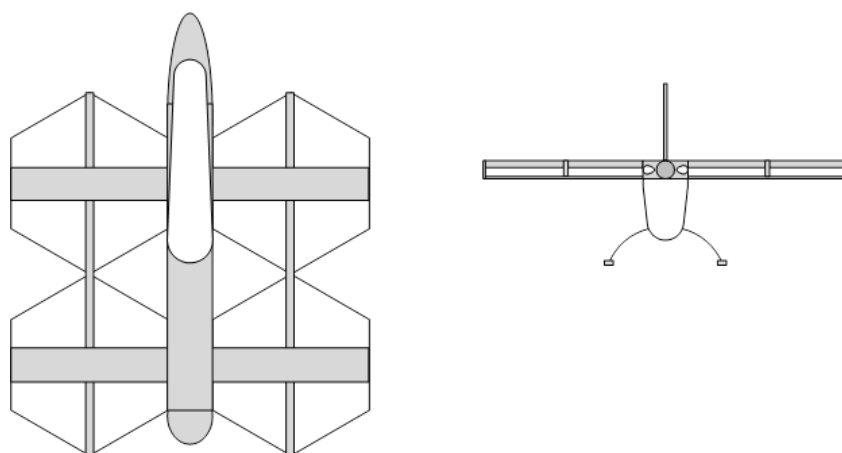


Рисунок 2 – Компоновочная схема беспилотного летательного аппарата вертикального взлета и посадки

Для эксплуатации в районах Крайнего севера беспилотным летательным аппаратам необходимо включение в конструкцию теплового контура [5], который будет способен защитить оборудование, чувствительное к перепадам температуры и (при необходимости) перевозимые грузы. Для осуществления перевозки бортовое радиооборудование, батареи и запас топлива размещены в отдельных контурах с грузовым отсеком (грузовой отсек в передней части, служебный отсек в задней части) и изолированы от силовых установок (двигателя, находящегося в средней части и электромоторов, находящихся под винтами), это разделение позволит во время погрузки и разгрузки сохранить температуру в служебном отсеке и предотвратить его излишнее охлаждение (что может негативно сказаться на работе радиооборудования и батареи). Тепловой контур, создаваемый в представленном летательном аппарате, способен без дополнительного подогрева перенести точку замерзания на 4 часа, что поможет сохранить работу основных систем после осуществления посадки. При совершении полета дополнительный обогрев грузового и служебного отсеков (при необходимости) осуществляется за счет открытия заслонок от двигательного отсека, параллельно осуществляя дополнительное охлаждение двигателя.

Коммерческая составляющая применения системы вертикального взлета и посадки

С учетом создания разделенного теплового контура потеря коммерческой загрузки ожидается не более 20 кг. Таким образом, создавая замкнутый тепловой контур, летательный аппарат теряет около 10 % полезной нагрузки. В сравнении с расчетной выгодой от эксплуатации (расчеты приведены выше), с Ми-8 в 1,5-2 раза коммерческая составляющая «утепленного» летательного аппарата сохраняется на высоком уровне (1,35-1,8 раза).

Использование беспилотных систем вертикального взлета и посадки в удаленных территориях не повлечет дополнительных расходов на инфраструктуру, так как беспилотные системы способны работать с площадок, используемых для вертолетной техники.

Заключение

Фактически, внедрение беспилотного транспорта в районах Крайнего Севера позволит снизить текущие издержки и, с учетом потенциального увеличения безопасности полетов, обеспечит дополнительные выгоды для эксплуатирующих организаций. Для эксплуатации беспилотных летательных аппаратов с гибридной силовой установкой целесообразно создание в летательном аппарате закрытого температурного контура, способного сохранить работоспособность основных систем аппарата. Создание теплового контура не окажет значительного влияния на коммерческую составляющую эксплуатации беспилотного аппарата.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Рыбьяков А. В. Обзор альтернативных видов авиационного топлива / А. В. Рыбьяков, О. Г. Феоктистова // Авиация и космонавтика : тезисы 21ой международной конференции, Москва, 21–25 ноября 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Москва: Издательство "Перо", 2022. С. 167-168. – EDN KKWTAW.
2. Иванова О. И. Особенности рекультивации и охраны земель при добыче полезных ископаемых на территории Красноярского края / О. И. Иванова, А. В. Кожуховский // Евразийский союз ученых. 2020. № 2-6(71). С. 4-8. – DOI 10.31618/ESU.2413-9335.2020.6.71.609. – EDN JAINED.
3. Черняк М. И. Продовольственная безопасность Арктической зоны Республики Саха (Якутия) / М. И. Черняк // Экономика сельского хозяйства. Реферативный журнал. 2001. № 2. С. 264. – EDN ECDRCJ.
4. Рыбьяков А. В. Снижение негативного влияния разливов авиационного топлива путем замены авиакеросина на авиационное биотопливо / А. В. Рыбьяков, Д. Ю. Потапова // Научный аспект. 2023. Т. 9, № 3. С. 1053-1057. – EDN MNSXSS.
5. Шавнев А. А. Высокотемпературные теплоизоляционные, теплозащитные и уплотнительные материалы / А. А. Шавнев // Современные высокотемпературные волокнистые теплозвукоизоляционные материалы : сборник докладов Всероссийской научно-технической конференции, Москва, 07 декабря 2017 года / Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов. Москва: Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов, 2017. С. 118-125. – EDN YLKPKI.

УДК 629.7

К ВОПРОСУ О ПОДГОТОВКЕ КАДРОВ В БЕСПИЛОТНОЙ АВИАЦИИ

Шайдунова И. В.¹
Шайдунов В. С.²

¹*Министерство транспорта и дорожного хозяйства Иркутской области*
²*Иркутский филиал МГТУ ГА*
(г. Иркутск)

Аннотация. Актуальность вопроса формирования кадрового потенциала отрасли БАС обусловлена активным использованием беспилотной авиации в разных сферах человеческой деятельности. В статье рассматриваются подходы разных стран, в том числе России, к формированию квалификационных требований для подготовки кадров по управлению беспилотными транспортными средствами. Сделан вывод, что нормативная правовая база для подготовки специалистов БАС в России является несовершенной и не соответствует условиям риск-ориентированного подхода, применяемого в государствах – членах международной организации гражданской авиации ИКАО. Предложены рекомендации по совершенствованию действующего в России профессионального стандарта специалиста по эксплуатации беспилотных авиационных систем.

Ключевые слова: беспилотная авиация, риск-ориентированный подход, подготовка кадров для БАС, квалификационные требования, оценка рисков, профессиональный стандарт.

ON THE ISSUE OF A RISK-BASED APPROACH IN UNMANNED AVIATION

Shaidurova I. V.¹
Shaidurov V. S.²

¹*Ministry of Transport and Road Facilities of the Irkutsk Region*
²*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch*
(Irkutsk)

Abstract. The relevance of the issue of the formation of the personnel potential of the UAS industry is due to the active use of unmanned aircraft in various spheres of human activity. The article examines the approaches of different countries, including Russia, to the formation of qualification requirements for training personnel in the management of unmanned vehicles. It is concluded that the regulatory framework for the training of UAS specialists in Russia is imperfect and does not meet the conditions of the risk-based approach used in the member states of the International Civil Aviation Organization ICAO. Recommendations for improving the professional standard of a specialist in the operation of unmanned aircraft systems operating in Russia are proposed.

Keywords: unmanned aviation, risk-oriented approach, personnel training for UAS, qualification requirements, risk assessment, professional standard.

Введение

Применение высоких технологий и цифровизации в разных сферах деятельности человека оказывает большое влияние на развитие отрасли беспилотной авиации, формируя новые сценарии использования беспилотных авиационных систем (БАС).

Исследователями отмечается эффективное применение БАС в агропромышленном комплексе [1], при проведении проверок состояния энергосетей [2], при выполнении комплексных работ в картографии [3], при осуществлении экологического контроля [4], для тушения лесных пожаров [5] и др.

Активное использование беспилотной авиации в разных трудовых сферах остро ставит вопрос формирования кадрового потенциала отрасли БАС и является одним из ключевых драйверов её развития.

По поручению Президента Российской Федерации В.В. Путина разработана Стратегия развития беспилотной авиации Российской Федерации на период до 2030 года и на перспективу до 2035 года и плана мероприятий по ее реализации (Распоряжение Правительства Российской Федерации от 21 июня 2021 года № 1630-р «Об утверждении Стратегии развития беспилотной авиации Российской Федерации на период до 2030 года и на перспективу до 2035 года и плана мероприятий по ее реализации» // [Электронный ресурс]. – 2023.

URL: <http://static.government.ru/media/files/3m4AHa9s3PrYTDDr316ibUtyEVUpnRT2x.pdf> (дата обращения: 17 сентября 2023 года)), в рамках которой обозначена задача создания системы непрерывного образования, подготовки кадров и

обеспечения квалифицированными кадрами отрасли беспилотной авиации. Вместе с тем актуальной проблемой в решении указанной задачи остается определение системы компетенций для подготовки внешних пилотов.

Некоторые исследователи считают, что деятельность по управлению БАС не должна ограничиваться подготовкой внешних пилотов для конкретных видов БАС, иначе это сведется к приобретению определенных навыков управления, освоение которых не требует серьезных знаний [6]. Данные авторы отстаивают тезис о том, что подготовку специалистов нужно осуществлять в рамках UXV (Unmanned Generic Vehicle – гетерогенный БАС обобщенного (любого) класса), согласованно действующих в различных средах. Подобное мнение может иметь место при наличии одинаковых рисков при управлении полетами в различных средах. В рамках применения риск-ориентированного подхода указанные доводы являются спорными.

Риск-ориентированный подход в беспилотной авиации

Сфера высоких технологий является одной из наиболее уязвимых сфер, связанных с рисками и их контролем, в которой особую нишу занимает область безопасности полетов, являясь «универсальным коммуникатором, и интегратором России, других стран, всего мирового сообщества в сфере высоких технологий» [7]. Не случайно тема безопасности полетов является актуальной для отечественных и зарубежных исследователей [8-11].

Современные беспилотные воздушные суда (БВС) представляют опасность не только для людей и объектов на земле, но и для пилотируемых воздушных судов, выполняя полеты на значительные расстояния при невозможности их визуального наблюдения. В связи с этим авторы Концепции интеграции беспилотных воздушных судов в единое воздушное пространство Российской Федерации (Распоряжение Правительства Российской Федерации от 5 октября 2021 года № 2806-р «Об утверждении Концепции интеграции беспилотных воздушных судов, в единое воздушное пространство Российской Федерации» // [Электронный ресурс]. – 2023. URL: <http://government.ru/docs/43502/> (дата обращения: 17 сентября 2023 года)) открывают новые возможности применения беспилотной авиации для решения задач государства в рамках риск-ориентированного подхода, основная задача которого вне зависимости от области его применения состоит в достижении поставленных целей за счет снижения рисков [12].

Оценка рисков при выполнении полетов БАС определяет систему категорий БАС, предусматривающую совокупность требований, обеспечивающих заданный допустимый уровень рисков безопасности полетов при дистанционном управлении полета БВС.

В европейском воздушном пространстве действуют правила ЕС 2019/947 и 2019/945, основанные на оценке рисков, в которых классификация по категориям БАС предусматривает его технические и весовые характеристики, а также вид выполняемой операции. Согласно правилам, определены «открытые», «специфические» и «сертифицированные» категории БАС.

«Открытая» категория имеет самые низкие операционные риски и не требует разрешения на эксплуатацию перед взлетом, а также специальной подготовки внешнего пилота. Самые высокие риски существуют при использовании БАС «сертифицированной» категории, в связи с чем в данной категории предусмотрена процедура лицензирования и сертификация оператора БВС и БАС.

Основные гражданские авиационные работы в европейских странах выполняются БАС, которые относятся к «специфической» категории и имеют вес БВС свыше 25 кг, при этом операция проводится на высоте более 120 м над уровнем моря или в специальных воздушных пространствах.

В соответствии с российской классификацией, установленной ГОСТ Р 59517-20215 (ГОСТ Р 59517-2021. Беспилотные авиационные системы. Классификация и категоризация. М.: Стандартинформ, 2021. 5 с.), существует три категории БАС: «открытая» категория (А), «специальная» категория (В), «сертифицируемая» категория (С).

По аналогии с европейской классификацией минимальный риск имеет категория А, в связи с отсутствием в составе БАС вращающихся деталей, которые могут нанести тяжкие телесные повреждения человеку. Вес БВС должен быть не менее 0,25 кг и не более 30 кг. Использование БАС осуществляется только в личных целях в светлое время суток с ограничением высоты полетов до 150 м или специально выделенном воздушном пространстве.

Максимальный риск возможен при использовании БАС категории С в заявленном классе несегрегированного воздушного пространства по правилам визуального полета и по правилам полетов по приборам. Эксплуатация БАС данной категории должна выполняться в соответствии с Федеральными авиационными правилами «Сертификация авиационной техники, организаций разработчиков и изготовителей. Часть 21» (2019).

При выполнении гражданских авиационных работ в России, как и в европейских странах, широко используются БВС весом до 30 кг включительно, которые выполняют полеты в составе БАС, отнесенных к категории В, имеющей средние риски, в одобренном для этого эксплуатационном объеме выделенного воздушного пространства.

Дифференцированный подход к степени предполагаемого риска БАС для общественной безопасности создает предпосылки для использования такого же дифференцированного подхода к подготовке кадров для беспилотной авиации. Неслучайно авторы Концепции интеграции беспилотных воздушных судов в единое воздушное пространство Российской Федерации указывают в качестве одного из базовых принципов интеграции БАС в единое воздушное пространство России наличие уровня требований в области подготовки, выполнения и обеспечения полетов беспилотных БВС, пропорционального потенциальным рискам, – чем выше риск, тем выше требования.

При таких обстоятельствах стоит согласиться с некоторыми исследователями, советующими использовать зарубежный опыт дифференцированного подхода к обучению персонала БАС [13].

Подготовка кадров для БАС в Европе

Международная организация гражданской авиации ИКАО, разрабатывающая единую политику и стандарты для всех государств, в том числе в сфере беспилотной авиации, утверждает, что требования к компетенциям для удаленных пилотов должны отражать уровень риска операций:

- низкий риск (включает базовую подготовку посредством дистанционного обучения);
- низкий и средний риск (включает получение теоретического сертификата и прохождение практической подготовки (практического теста);
- повышенный риск (включает наличие лицензии на радиотелефонную связь или опыт работы в пилотируемой авиации (BVLOS), либо лицензии удаленного пилота).

Основным правилом в подготовке удаленных пилотов по мнению ИКАО является правило, в соответствии с которым требования, предъявляемые к пилотируемой авиации, не должны переноситься на требования, предъявляемые к внешним пилотам, управляющим БАС. Следует найти баланс между необходимыми знаниями для проведения операций с низким уровнем риска и более жесткими требованиями к более тяжелым ВСУ, используемым для сложных операций.

Для классификации БАС в Германии применяется Регламент Европейского союза 2019/947 о беспилотных летательных аппаратах, который был введен в действие 31 декабря 2020 года (ЕС DVO (EU) 2019/947), согласно которому существует три категории БАС:

- Открытая категория (открытая);
- Особая категория (специфическая);
- Категория, подлежащая приему (сертифицированная).

Данные критерии соответствуют критериям специальной категории БАС (В) по российской классификации.

К квалификации внешнего пилота – эксплуатанта БАС особой категории в Германии предъявляется только требование о наличии Сертификата компетентности ЕС.

В странах ЕС, соблюдение законодательства начинается с ознакомления с нормами и правилами использования БПЛА, тестирования, в котором успешным прохождением считается не менее 75% правильных ответов на поставленные вопросы, а также получением в итоге сертификата.

В Австрии, как и в Германии, БАС подразделяются на три категории: открытая, специфическая и сертифицированная. Правила осуществления

полетов для каждой категории БАС также идентичны правилам, разработанным в Германии.

Получение регистрации и лицензии на БВС осуществляется в онлайн-режиме посредством платформы dronespace.at. Обучение для получения лицензии на данной платформе включает в себя контент из областей авиационного права, операционных процедур и общих знаний о беспилотных летательных аппаратах, в том числе о безопасности полетов. По итогам обучения внешние пилоты должны доказать свою компетентность в виде онлайн-теста, состоящего из 40 вопросов. После прохождения теста лицензию можно сразу распечатать или носить с собой в формате PDF. Она действительна в течение пяти лет. Онлайн-курс подготовки и онлайн-тест являются бесплатными.

Подготовка кадров для БАС в России

В соответствии со статьей 195.3 Трудового кодекса Российской Федерации (Трудовой кодекс Российской Федерации. Текст с изменениями и дополнениями на 23 марта 2022 года (+ путеводитель по судебной практике) / В.А. Грановинский. – М.: Эсмо. 2022. – 869 с.) основным документом, устанавливающим требования к квалификации, необходимой работнику для выполнения определенной трудовой функции, является профессиональный стандарт, разрабатываемый федеральным органом исполнительной власти, осуществляющим функции по выработке государственной политики и нормативно-правовому регулированию в сфере труда.

В настоящее время действует профессиональный стандарт, разработанный ассоциацией работодателей и предприятий индустрии беспилотных авиационных систем «АЭРОНЕКСТ», обществом с ограниченной ответственностью «Консалтинговая компания Авиаперсонал» и Советом по профессиональным квалификациям воздушного транспорта под контролем Министерства труда и социальной защиты Российской Федерации по виду профессиональной деятельности «Специалист по эксплуатации беспилотных авиационных систем, включающих в себя одно или несколько беспилотных воздушных судов с максимальной взлетной массой 30 кг и менее», утвержденный Приказом Минтруда России от 14 сентября 2022 года № 526н (Приказ Министерства труда и социальной защиты Российской Федерации от 14.09.2022 № 526н «Об утверждении профессионального стандарта «Специалист по эксплуатации беспилотных авиационных систем, включающих в себя одно или несколько беспилотных воздушных судов с максимальной взлетной массой 30 кг и менее» // [Электронный ресурс]. – 2023. URL: <https://docs.cntd.ru/document/352000920?ysclid=lmx1b6z9ur476913170> (дата обращения: 17 сентября 2023 года)). Данным документом предусматривается сразу несколько возможных наименований должностей, профессий, к которым установлены одни и те же требования к образованию и обучению, как это видно из таблицы 1.

Таблица 1 – Квалификационные требования к специалистам БАС в России

Возможные наименования должностей, профессий	Требования к опыту практической работы	Требования к образованию и обучению
<p>Специалист по эксплуатации беспилотных авиационных систем, включающих в себя одно или несколько беспилотных воздушных судов с максимальной взлетной массой 10 кг и менее</p>	<p>Не предъявляется</p>	<p>Профессиональное обучение – программы профессиональной подготовки по профессиям рабочих, должностям служащих, программы переподготовки рабочих, служащих, программы повышения квалификации рабочих, служащих</p>
<p>Внешний пилот беспилотного воздушного судна (с максимальной взлетной массой 10 килограммов и менее)</p>		
<p>Оператор беспилотных авиационных систем (с максимальной взлетной массой 10 килограммов и менее)</p>		
<p>Специалист по эксплуатации беспилотных авиационных систем, включающих в себя одно или несколько беспилотных воздушных судов с максимальной взлетной массой 30 кг и менее</p>	<p>Не менее 1 года на авиационном транспорте в должностях, связанных с летной эксплуатацией воздушных судов или беспилотных воздушных систем, или с диспетчерским обслуживанием для допуска к выполнению функций командира беспилотной авиационной системы</p>	
<p>Внешний пилот беспилотного воздушного судна (с максимальной взлетной массой 30 килограммов и менее)</p>		
<p>Оператор беспилотных авиационных систем (с максимальной взлетной массой 30 килограммов и менее)</p>		

При сопоставлении характеристик профессионального стандарта и российского классификатора, установленного ГОСТ Р 59517-20215, описанного выше, можно понять, что соотнести БВС в составе БАС, эксплуатируемое при приеме на работу, по указанным в профессиональном стандарте должностям (профессиям) с категорией БАС по классификатору не представляется возможным.

Например, в характеристиках на должность внешнего пилота (специалиста, оператора) беспилотного воздушного судна (с максимальной взлетной массой 10 килограммов и менее) не указано, присутствуют ли в БВС в

составе БАС вращающиеся детали, которые могут нанести тяжкие телесные повреждения человеку. В случае отсутствия таких деталей можно было бы отнести БАС, которым должен управлять внешний пилот (специалист, оператор), принимаемый на работу, к категории самого низкого риска «А». Между тем, даже в этом случае он не может быть отнесен к данной категории, в связи с тем, что она предусматривает эксплуатацию БАС только в личных целях.

В характеристиках на должность внешнего пилота (специалиста, оператора) беспилотного воздушного судна (с максимальной взлетной массой 30 килограммов и менее) не указаны конкретные условия эксплуатации БАС (класс используемого воздушного пространства, правила полета, высота полета и т.д.), в связи с чем определить категорию риска и классифицировать используемое БАС в составе БАС не представляется возможным. При этом соискатель, претендующий на должность внешнего пилота (специалиста, оператора), должен обладать знаниями профессионального летчика (не менее 1 года на авиационном транспорте в должностях, связанных с летной эксплуатацией воздушных судов).

Представляется, что данный профессиональный стандарт нельзя рассматривать как итоговый документ для использования работодателями в рамках сегодняшних реалий, предусматривающих риск-ориентированный подход в беспилотной авиации.

Заключение

Активное использование беспилотных транспортных средств уже сегодня влечет возникновение в правовом пространстве множественных неопределенностей, сложностей и проблем [14]. Исследование показало, что подготовка кадров для БАС в России не имеет на сегодняшний день единой правовой политики, способной исполнить задачи, заявленные в Стратегии развития беспилотной авиации Российской Федерации на период до 2030 года и на перспективу до 2035 года. Нормативная правовая база в сфере подготовки специалистов беспилотной авиации требует проведения тщательного анализа и дальнейшей корректировки в соответствии с едиными стандартами международной организации гражданской авиации ИКАО.

Квалификационные требования, предъявляемые к пилотируемой авиации, не должны переноситься на требования, предъявляемые к внешним пилотам (специалистам, операторам), управляющим БАС. Необходимо определить четкие критерии знаний, практических умений и навыков для проведения операций по управлению БАС с разным уровнем риска.

Использование риск-ориентированного подхода должно стать главным требованием при формировании нормативной правовой базы в рамках нового федерального проекта «Кадры для БАС» национального проекта «Беспилотные авиационные системы», стартующего с 1 января 2024 года. В связи с этим представляется необходимым:

разработать и утвердить нормативным правовым актом Правительства Российской Федерации Правила отнесения трудовых функций должностей

(профессий) по виду профессиональной деятельности «Специалист по эксплуатации беспилотных авиационных систем, включающих в себя одно или несколько беспилотных воздушных судов с максимальной взлетной массой 30 кг и менее» к определённой категории риска или определённому классу (категории) опасности в целях перехода на риск-ориентированную модель при проведении работ с применением БАС;

с учетом указанных Правил разработать и утвердить приказом Министерства труда и социальной защиты Российской Федерации профессиональный стандарт «Специалист по эксплуатации беспилотных авиационных систем, включающих в себя одно или несколько беспилотных воздушных судов с максимальной взлетной массой 30 кг и менее» и признать утратившим силу Приказ Министерства труда и социальной защиты Российской Федерации от 14 сентября 2022 года № 526н;

привлечь при разработке профессионального стандарта специалистов, осуществляющих подготовку кадров в сфере гражданской авиации, использовать стандарты подготовки кадров для беспилотной авиации международной организации гражданской авиации ИКАО;

форму вновь разработанного профессионального стандарта дополнить разделами, содержащими типовые характеристики БВС в составе БАС, а также условия эксплуатации БАС при осуществлении каждой трудовой функции в соответствии с требованиями ГОСТ Р 59517-2021. Беспилотные авиационные системы. Классификация и категоризация.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Коротаев А. А.* Применение беспилотных летательных аппаратов для мониторинга сельскохозяйственных угодий и посевных площадей в аграрном секторе / А. А. Коротаев, Л. А. Новопашин // Аграрный вестник Урала. 2015. № 12(142). С. 38-42. – EDN VCMEKZ.

2. *Беляев П. В.* Перспективы применения беспилотных летательных аппаратов при контроле и диагностике объектов энергетики / П. В. Беляев, А. П. Головский, Д. С. Садаев // Динамика систем, механизмов и машин. 2019. Т. 7, № 2. С. 18-24. – DOI 10.25206/2310-9793-7-2-18-24. – EDN CROTHX.

3. *Макаренко Д. В.* Анализ перспективных технологий картографирования местности с применением беспилотных воздушных судов / Д. В. Макаренко, С. Л. Паршина, И. О. Князева // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. Т. 3, № 13. С. 61-62. – EDN YQVYJW.

4. *Xia J., Wang K., Wang S.* Drone scheduling to monitor vessels in emission control areas // Transportation Research Part B: Methodological. 2019. Vol. 119. Pp. 174-196. DOI: 10.1016/j.trb.2018.10.011

5. *Таранцев А. А.* Модель применения беспилотных летательных аппаратов в целях тушения крупных лесных пожаров в зоне применения наземных сил и средств / А. А. Таранцев, Ю. И. Чикитов // Научно-аналитический журнал "Вестник Санкт-Петербургского университета Государственной противопожарной службы МЧС России". 2016. № 2. С. 21-27. – EDN WAZOYJ.

6. *Анцев Г. В.* Беспилотные аппараты и подготовка кадров / Г. В. Анцев, Б. П. Елисеев, В. А. Сарычев // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2016. Т. 19, № 5. С. 27-33. – EDN XDZRVP.

7. *Кричевский С. В.* История безопасности полетов: методология, опыт, перспективы / С. В. Кричевский // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2023. Т. 26, № 2. С. 8-17. – DOI 10.26467/2079-0619-2023-26-2-8-17. – EDN WTJYCE.
8. *Шаров В. Д.* К методике управления рисками эксплуатантов беспилотных авиационных систем / В. Д. Шаров, В. Л. Кузнецов, П. М. Поляков // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2022. Т. 25, № 6. С. 62-76. – DOI 10.26467/2079-0619-2022-25-6-62-76. – EDN QUDXZM.
9. *Шаров В. Д.* Об управлении безопасностью полетов при эксплуатации беспилотных авиационных систем / В. Д. Шаров, Б. П. Елисеев, П. М. Поляков // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2021. Т. 24, № 3. С. 42-56. – DOI 10.26467/2079-0619-2021-24-3-42-56. – EDN KDWHWY.
10. *Perez-Casten J. A.* RPAS conflict-risk assessment in non-segregated airspace / J.A. Pérez-Castána, F.G. Comendadora, A. RodríguezSanzaI, I.A. Cabreraa, J. Torrecilla // Safety Science. 2019. Vol. 111. Pp. 7–16. DOI: 10.1016/j.ssci.2018.08.018
11. *Алешин Б. С.* Обеспечение безопасности полетов беспилотных авиационных систем в едином воздушном пространстве / Б. С. Алешин, В. Л. Суханов, В. М. Шибяев // Ученые записки ЦАГИ. 2011. Т. 42, № 6. С. 73-83. – EDN ONQTON.
12. *Орлова О. Е.* Риск-ориентированный подход и области его применения // Руководитель автономного учреждения. 2017. № 10. С. 1-2.
13. Актуальные вопросы подготовки кадров в области беспилотных авиационных систем / И. В. Благодарящев, М. А. Киселев, Р. С. Наумов, В. С. Шапкин // Научный вестник МГТУ ГА. 2022. 25(4). С. 8-19. doi.org/10.26467/2079-0619-2022-25-4-8-19.
14. *Благодир А. Л.* Беспилотные транспортные средства: проблемы труда и занятости / А. Л. Благодир // Трудовое право в России и за рубежом. 2023. № 1. С. 19-22. – DOI 10.18572/2221-3295-2023-1-19-22. – EDN CVTNJN.

ИМЕННОЙ УКАЗАТЕЛЬ

А

Аверин А. А.	271
Акимов А. И.	8
Акимов И. А.	8
Алексеев В. А.	121
Алиев З. А.	155
Алисов А. Г.	144
Алханов К. Д.	
Артемов А. А.	163
Архангельский Ю. А.	15
Афанасьева А. В.	26
Ачкасова Е. А.	26

Б

Баранцев С. М.	32
Битюков В. К.	253
Бойко О. Г.	26
Бойко Р. С.	26
Бокорев Ю. Ю.	40
Боридько С. А.	113

В

Верещагин М. А.	40
Верещиков Д. В.	46
Возняк В. А.	241

Г

Галков А. В.	51
Головин Д. А.	282
Грачев А. О.	129

Д

Даниленко Н. В.	55
Дворников В. В.	46, 241
Десятник П. А.	15
Диль В. Ф.	215

Е

Елисеев В. Н.	8
--------------------	---

З

Зайцев Н. И.	155
Зайчик Л. Е.	15
Замалдинов Д. Р.	208

И

Ивановская Е. Л.	264
-----------------------	-----

К

Капустин А. В.	170
Кивокурцев А. Л.	224
Киренчев А. Г.	55
Клоков И. И.	236
Ковальчук Д. В.	277
Колинько К. А.	59
Колоденец Н. А.	70
Кондратьева М. А.	80
Корнилов А. В.	236
Крылова Я. А.	59
Кудерко Д. А.	121, 129, 176, 199
Кудряков С. А.	291
Кузнецов С. Н.	80

Л

Лавренов А. И.	253
Лещенко А. В.	92
Лукожев З. А.	100

М

Макаренко В. А.	144
Макаров И. К.	241
Малеронок В. В.	70
Маслиев А. И.	163
Маслов И. С.	236
Мишин С. В.	247
Моисеева И. С.	92
Муксимова Р. Р.	291

Н

Нацубидзе С. А.	107
Некрасов А. В.	113
Неретин Е. С.	282

П

Петров Д. Р.	253
Петров П. В.	121, 129, 176
Поляков Н. А.	199
Попов В. М.	260
Прибытков А. В.	92

Р

Разуваев Д. В.	46
Рогов Н. В.	100, 137
Романенок С. Н.	70
Рубцов Е. А.	291
Рыбьяков А. В.	300

С

Сажин А. Н.	144
Санько А. А.	264
Саранина Е. В.	150
Сафарбаков А. М.	150
Славинский А. С.	170
Сорокин С. А.	15
Столяров В. Д.	236
Сухомейло Н. Я.	282
Сычев С. В.	137

Ф

Федоркевич И. А.	271
Феоктистова О. Г.	300
Фимушин А. С.	155, 163, 170
Фролов Г. К.	176

Х

Хайрулин Т. Н.	182
Ходацкий С. А.	189

Ц

Целищев В. А.	199
--------------------	-----

Ш

Шайдуров В. С.	305
Шайдурова И. В.	305
Шейников А. А.	264

Э

Юсупов Р. Р.	208
-------------------	-----

**АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

СБОРНИК ТРУДОВ

**XII Международной научно-практической конференции, посвященной
празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации**

12-13 октября 2023 г.

Том 1

Подписано в печать 24.11.2023 г.

Печать трафаретная
20,1 печ. л.

Формат 60x84/16
Заказ № 956

17,8 уч.-изд. л.
Тираж 50 экз.

Иркутский филиал МГТУ ГА

*664047, г. Иркутск ул. Коммунаров, д. 3
Отдел редакционно-издательской и научной работы
664009, г. Иркутск, ул. Советская, д. 139*

© Иркутский филиал МГТУ ГА, 2023