

## СОДЕРЖАНИЕ

---

### АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

---

<b>МЕТОД АВТОМАТИЗИРОВАННОГО РАЗМЕЩЕНИЯ ПРИБОРОВ В ОТСЕКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЁТОМ ПОДКЛЮЧЕНИЯ К ЭЛЕКТРОРАЗЪЁМАМ ГЕРМОПЛАТ БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ</b>	
<i>А. А. Беляков, В. И. Приходько, А. И. Шулепов</i>	7
<b>ОПЫТ АО «ОДК» ПО ВНЕДРЕНИЮ ТЕХНОЛОГИЙ ЦИФРОВОГО ДВОЙНИКА ПРИ СОЗДАНИИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ</b>	
<i>К. А. Виноградов, А. С. Никулин, Ю. Н. Шмотин</i>	25
<b>АЛГОРИТМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ОТНОСИТЕЛЬНО ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОМПЬЮТЕРНОГО ЗРЕНИЯ</b>	
<i>Т. Ю. Гайнутдинова, С. В. Новикова, В. Г. Гайнутдинов, М. В. Трусфус, В. М. Литвин</i>	37
<b>ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ НАПРАВЛЕННЫХ НЕПОДВИЖНЫХ АНТЕНН ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ РАДИОЛИНИИ СВЯЗИ НА МАЛОМ КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ «АИСТ-2Т»</b>	
<i>В. В. Еремина, И. О. Ерков, А. А. Журавлев, И. В. Маслов, Н. И. Пыринов</i>	52
<b>ПРОЕКТИРОВАНИЕ АНТЕННОЙ РЕШЕТКИ ИЗ СОСТАВА БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ РАДИОЛИНИИ</b>	
<i>Э. Р. Жданов, А. О. Славянский, О. С. Харина, А. В. Шпак</i>	59
<b>МЕТОДИКА УЧЁТА ФАКТОРА НАДЁЖНОСТИ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ ДОСТАВКИ ЗАПАСНЫХ ЧАСТЕЙ, ИНСТРУМЕНТОВ И ПРИНАДЛЕЖНОСТЕЙ НА ОКОЛОЗЕМНУЮ ОРБИТАЛЬНУЮ ПИЛОТИРУЕМУЮ СТАНЦИЮ</b>	
<i>И. В. Железнов, Р. А. Уперчук, В. К. Ерошенко</i>	71
<b>МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ИЗМЕРИТЕЛЯ ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ НИЗКОЛЕТАЮЩЕГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕОРИИ ОПТИМАЛЬНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ</b>	
<i>М. Е. Иванов, В. В. Езерский</i>	78
<b>ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПОНЕНТОВ БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ</b>	
<i>А. Ю. Мясников</i>	86

---

## МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

---

- СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ МОДЕЛЕЙ  
ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПРИ ЧИСЛЕННОМ МОДЕЛИРОВАНИИ  
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ СТУПЕНИ ЦЕНТРОБЕЖНОГО  
КОМПРЕССОРА**  
*В. В. Еременко, А. Е. Михайлов, А. Б. Михайлова,  
М. О. Горюхин, Д. Г. Красноперов* 99
- МЕТОД СКАНИРОВАНИЯ ТОНКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ  
ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ РЕМОНТА ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИНЫХ  
ДВИГАТЕЛЕЙ**  
*Д. И. Котляр, А. Н. Ломанов* 112
- ИССЛЕДОВАНИЕ КРОМОЧНОГО ЭФФЕКТА В КОМПОЗИТАХ  
ПРИ ПОМОЩИ ПРОГРАММЫ ANSYS В ДВУХМЕРНОЙ  
ПОСТАНОВКЕ**  
*Ю. В. Скворцов, М. А. Евтушенко* 125
- МОДЕЛЬ ШИРИНЫ СПЕКТРАЛЬНОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ  
ЗУБЦОВОЙ ГАРМОНИКИ РЕДУКТОРА ТУРБОВИНТОВОГО  
ДВИГАТЕЛЯ**  
*А. Е. Сундуков, Е. В. Шахматов* 135

---

## ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

---

- КОМПЛЕКС АЛГОРИТМОВ ОПЕРАТИВНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ  
ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ БЫСТРОХОДНЫХ СУДОВ  
В СИСТЕМЕ ЦИФРОВОЙ ОБРАБОТКИ ТРАЕКТОРНОГО  
СИГНАЛА КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА  
С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ**  
*С. Н. Гусев, А. В. Мороз* 145

---

## ЮБИЛЕИ УЧЁНЫХ

---

- СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ПЕРВЫХ САМОЛЁТОВ**  
*А. С. Дрыгин* 158

---

---

**CONTENTS**

---

---

---

**AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING**

---

<b>METHOD OF AUTOMATED ARRANGEMENT OF DEVICES IN A SPACECRAFT COMPARTMENT TAKING INTO ACCOUNT CONNECTION TO INTERFACE CONNECTORS OF FEED-THROUGH PLATES OF AN ON-BOARD CABLE SYSTEM</b> <i>A. A. Belyakov, V. I. Prihodko, A. I. Shulepov</i>	7
<b>JSC “ODK” EXPERIENCE IN IMPLEMENTING DIGITAL TWIN TECHNOLOGIES IN THE DESIGN OF GAS TURBINE ENGINES</b> <i>K. A. Vinogradov, A. S. Nikulin, Yu. N. Shmotin</i>	25
<b>ALGORITHMS FOR DETERMINING THE ATTITUDE POSITION OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE RELATIVE TO THE LANDING PLATFORM BY USING COMPUTER VISION</b> <i>T. Yu. Gainutdinova, S. V. Novikova, V. G. Gainutdinov, M. V. Trusfus, V. M. Litvin</i>	37
<b>FEATURES OF THE USE OF DIRECTIONAL FIXED ANTENNAS OF A HIGH-SPEED RADIO LINK ON A SMALL SPACECRAFT AIST-2T</b> <i>V. V. Eremina, I. O. Erkov, A. A. Zhuravlev, I. V. Maslov, N. I. Pyrinov</i>	52
<b>DESIGNING AN ACTIVE ELECTRONICALLY SCANNED ARRAY AS PART OF ONBOARD EQUIPMENT OF A HIGH-SPEED RADIO COMMUNICATION CHANNEL</b> <i>E. R. Zhdanov, A. O. Slavyanskiy, O. S. Kharina, A. V. Shpack</i>	59
<b>METHODOLOGY OF DELIVERING SPACE PARTS, TOOLS AND ACCESSORIES TO A NEAR EARTH ORBITAL STATION ON THE BASIS OF THE RELIABILITY FACTOR</b> <i>I. V. Zheleznov, R. A. Uperchuk, V. K. Eroshenko</i>	71
<b>OPTIMIZATION OF THE PARAMETERS OF A GROUND SPEED METER OF LOW-FLYING AIRCRAFT BASED ON THE APPLICATION OF THE THEORY OF OPTIMAL FILTRATION</b> <i>M. E. Ivanov, V. V. Yezerskiy</i>	78
<b>THEORETICAL ASPECTS OF DESIGNING THE COMPONENTS OF AN AIRCRAFT ONBOARD CABLE NETWORK</b> <i>A. Yu. Myasnikov</i>	86

---

**MECHANICAL ENGINEERING**

---

**COMPARATIVE ANALYSIS OF TURBULENCE  
MODEL INFLUENCE IN NUMERICAL SIMULATION  
OF AN EXPERIMENTAL RADIAL COMPRESSOR STAGE**

*V. V. Eremenko, A. E. Mikhailov, A. B. Mikhailova,  
M. O. Goryukhin, D. G. Krasnoperov*

99

**THIN SURFACE SCANNING METHOD IN GAS TURBINE  
BLADE REPAIR**

*D. I. Kotlyar, A. N. Lomanov*

112

**INVESTIGATION OF THE EDGE EFFECT IN COMPOSITES  
USING THE ANSYS SOFTWARE IN A TWO-DIMENSIONAL  
FORMULATION**

*Yu. V. Skvortsov, M. A. Evtushenko*

125

**MODEL OF THE TURBOPROP ENGINE REDUCTION  
GEAR TOOTH HARMONIC SPECTRAL COMPONENT**

*A. E. Sundukov, E. V. Shakhmatov*

135

---

**INFORMATION SCIENCE, COMPUTING TECHNOLOGY AND CONTROL**

---

**COMPLEX OF ALGORITHMS FOR FAST DETERMINATION  
OF THE PARAMETERS OF MOTION OF HIGH-SPEED VESSELS  
IN THE DIGITAL SIGNAL PROCESSING SYSTEM  
OF A SPACE SYNTHETIC APERTURE RADAR**

*S. N. Gusev, A. V. Moroz*

145

---

**JUBILEES OF SCIENTISTS**

---

**POWER PLANTS OF THE FIRST AIRCRAFT**

*A. S. Drygin*

158

## МЕТОД АВТОМАТИЗИРОВАННОГО РАЗМЕЩЕНИЯ ПРИБОРОВ В ОТСЕКЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЁТОМ ПОДКЛЮЧЕНИЯ К ЭЛЕКТРОРАЗЪЁМАМ ГЕРМОПЛАТ БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ

© 2023

**А. А. Беляков** инженер-конструктор III категории;  
Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королёва,  
г. Королёв;  
[post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

**В. И. Приходько** ведущий инженер-конструктор;  
Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С. П. Королёва,  
г. Королёв;  
[post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

**А. И. Шулепов** кандидат технических наук, доцент кафедры космического  
машиностроения;  
Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С.П. Королёва;  
[shulepov-al@mail.ru](mailto:shulepov-al@mail.ru)

Предлагается метод автоматизированного размещения бортовой аппаратуры в отсеке космического аппарата, которая связана с внешними устройствами через гермопереходники посредством трасс бортовой кабельной сети. Цель работы заключается в создании программы, позволяющей размещать часть бортовой аппаратуры в отсеке автоматизированным способом с учётом существующих практических принципов разработки схем размещения приборов, одним из которых является минимизация массы бортовой кабельной сети. Математическая модель описывается при помощи матрично-топологического метода компоновки в процедурной форме, а также в численной форме для расчёта координат размещения приборов и оценки количества циклов для поиска окончательного решения. Приводятся рекомендации для обеспечения учёта всего спектра технических требований в дальнейшем. Представлена укрупнённая блок-схема алгоритма метода с поддержкой на высокоуровневом языке программирования Python. Программная реализация метода осуществлена с эмуляторами. Тестирование проведено на примере отсека одного из перспективных космических аппаратов. Эффективность метода оценивается сравнением количества циклов для получения результата и общего времени, затраченного на компоновку, относительно контрольных данных, известных из хронометражей работ.

*Бортовая аппаратура; отсек космического аппарата; компоновка приборов; схема размещения бортовой аппаратуры; бортовая кабельная сеть; гермопереходник; гермоплата; моделирование*

---

**Цитирование:** Беляков А.А., Приходько В.И., Шулепов А.И. Метод автоматизированного размещения приборов в отсеке космического аппарата с учётом подключения к электроразъёмам гермоплат бортовой кабельной сети // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 7-24. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-7-24

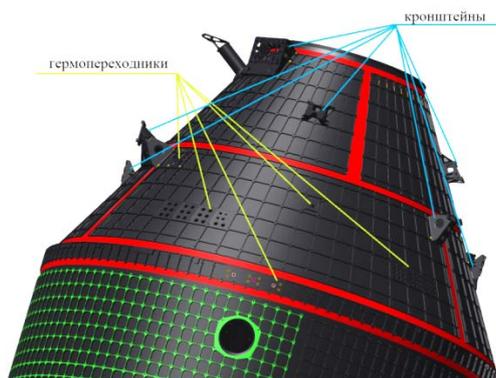
### Введение

На сегодняшний день задача размещения элементов бортовой аппаратуры (БА) на внешних сторонах отсеков космических аппаратов (КА) автоматизирована на этапах предварительного, эскизного и технического проектирования в объёме основных работ по подбору, расчёту и оптимизации проектных характеристик, однако формирование проектного облика по-прежнему происходит в интерактивном режиме силами инженера либо того программного обеспечения, которое написано под конкретную модель КА и не предполагает трансформации под иные изделия, то есть не обладает гибкостью и адаптивностью. Очевидно, что это касается и последующей стадии разработки рабочей конструкторской документации. Если предприятие занимается серийными КА или раз-

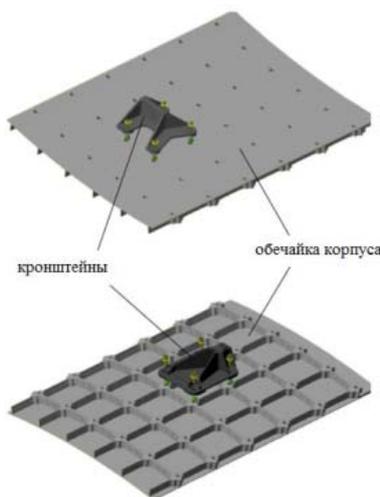
рабатывает КА на основе универсальной космической платформы, то отсутствие унифицированных моделей и методов автоматизированного размещения БА не является обременительным.

В частности, для АО «РКЦ «Прогресс» была разработана и апробирована на модельных примерах методика по выбору мест установки и пространственной ориентации внешних устройств КА, основанная на имитационном моделировании его разворотов с учётом целевого функционирования и варьирования проектных параметров [1]. Относительно моделирования расположения приборов предложенные алгоритмы опираются на изменения значений параметров размещения оборудования через диалоговые окна методом перебора компоновок без явного взаимодействия со средой твердотельного моделирования [2 – 4].

Как правило, рассматриваемая система имеет составные части, которые должны устанавливаться на внешних поверхностях корпусов отсеков или даже выносных элементах, а также части, которые следует устанавливать внутри корпуса КА. Взаимодействие между частями, которые разделены в пространстве (не скомплексированы в блоки), обеспечивается бортовой кабельной сетью (БКС) через предназначенные для этого гермопереходники, которые вместе с кронштейнами образуют систему крепления узлов и агрегатов на внешней и внутренней поверхностях корпуса отсека, как это показано на рис. 1, 2. Здесь и далее под БА будут подразумеваться исключительно приборы внутри отсека, связанные с внешними устройствами по БКС через гермопереходники в гермоплатах на обечайках корпуса КА.



*Рис. 1. Кронштейны для крепления внешних устройств и гермопереходники на поверхности отсека*



*Рис. 2. Элементы системы крепления прибора на внешней и внутренней поверхностях отсека*

По результатам проведённого анализа исследований, посвящённых методам автоматизированной компоновки [5 – 14], можно сделать вывод, что при их адаптации под отсеки КА это конструкторское решение не будет учитываться в моделях и алгоритмы подходят для этапов аванпроекта и начала эскизного проекта, но не далее. Фактор функциональных связей для приборов может игнорироваться при ранней разработке компоновок отсеков, но по мере проработки конструкции его влияние начинает возрастать, так как от этого зависит длина трасс БКС и, как следствие, комплектность необходимого крепежа, что влечёт за собой создание соответствующего перечня мероприятий в технологическом процессе монтажа этих приборов и прокладки БКС.

Поэтому видится перспективным предложить методику для автоматизированного размещения приборов с учётом их функциональных связей.

С этой целью в ходе исследования решаются следующие задачи: математическое описание схемы размещения приборов систем внешних устройств внутри отсека, выбор исходных данных для проведения тестирования, валидация разработанных моделей, анализ результатов, выводы по применимости.

### **Допущения при размещении приборов в отсеке**

Используемые АО «РКЦ «Прогресс» математические модели и алгоритмы [1] позволяют размещать внешние устройства на корпусах КА с учётом его целевых характеристик и улучшением частных показателей эффективности [2 – 4], с помощью которых определяются оптимальные зоны размещения и углы ориентации БА. В параметры эффективности решения не входит отклонение массово-центровочных и инерционных характеристик КА от заданных значений. Делается это для таких проектных схем размещения БА, которые предназначены для взаимной увязки по расположению и обеспечению зон обзора, излучения и приёма антенн, чувствительных элементов, оптических устройств, солнечных батарей [15]. Следовательно центровка КА должна обеспечиваться внутренней компоновкой отсеков и балансировочными грузами.

Согласно статистике [14 – 16] массовая доля приборов внешних устройств в общей массе БА внутри отсека невелика, поэтому для них поиск решения по критерию минимума отклонения центра масс КА также не является приоритетным. Взамен обычно применяется критерий минимума длины БКС, характеризующей функциональные взаимосвязи внутренней компоновки таких приборов. Однако так как на практике БКС прокладывается по поверхностям корпуса КА или по стержням приборных рам, вычисление длин пространственных кривых с трассировкой и учётом конструктивных требований является процессом с высокой трудоёмкостью. Тем не менее, в ПАО «РКК «Энергия» эта задача была успешно решена [17]. Согласно сложившейся практике разработки КА задача автоматизированного размещения БА предшествует задаче автоматизированного размещения БКС. Поэтому в данном случае допускается в качестве критерия принять минимум расстояния между центрами масс размещаемых в отсеке приборов внешних устройств определённых бортовых систем [18].

Геометрические модели отсеков и приборов описываются поверхностями не выше второго порядка и прямоугольными параллелепипедами соответственно [19]. Это допущение позволяет облегчить процесс моделирования.

Координаты центров масс внешних устройств считаются достоверно известными на основании результатов, полученных по имеющимся методикам расчётов [1].

Кроме того, как и в рассмотренных выше работах [5 – 14], в математической модели компоновки БА изначально решено не учитывать весь спектр технических требований (виброударно-акустические, термодинамические, эргономические, по электромагнитной совместимости и т.д.), так как в приоритете находится общая разработка методики, а эти дополнения вводятся позже при тестировании для оценки первичных

результатов и коррекции благодаря принципу регуляризации, который был описан в работах [18; 20].

Также предполагается, что количество гермоплат, на которых группируются все гермопереходники для протяжки жгутов БКС, равно количеству этих жгутов и известно по результатам размещения внешних устройств. Эти жгуты БКС могут состоять из нескольких кабелей, для каждого из которых может быть предусмотрено отдельное гнездо, если штекеры подключаются на разнесённые разъёмы в корпусе отсека КА, но ввиду близости таких разъёмов данное допущение остаётся в силе из-за малых расстояний между ними в масштабе габаритов отсека, так что к рассмотрению принимается гнездо центрального кабеля от конкретного жгута в каждом случае.

### Математические модели и методы размещения приборов в отсеке

Комбинаций приборов может быть большое количество, ведь помимо взаимного расположения существует возможность менять позиции БА независимо с определённым шагом, и чем он меньше, тем больше этих вариантов. Общее число возможных перестановок может составлять:

$$C = \prod_{j=1}^N C_j = \prod_{j=1}^N N_j N_{Xj} N_{Yj} N_{Zj} N_{MXj} N_{MYj} N_{MZj}, \quad (1)$$

где  $j = \overline{1, N}$  – порядковый номер внешнего устройства;  $N$  – количество внешних устройств;  $C_j$  – количество вариантов размещения приборов  $j$ -го устройства;  $N_j$  – количество приборов  $j$ -го устройства;  $N_{Xj}, N_{Yj}, N_{Zj}$  – количество смещений приборов  $j$ -го устройства вдоль осей  $OX, OY, OZ$ ;  $N_{MXj}, N_{MYj}, N_{MZj}$  – количество поворотов приборов  $j$ -го устройства относительно осей  $OX, OY, OZ$ .

Учитывая, что внешних устройств может быть несколько десятков, поиск удачной компоновки БА методом перебора может затянуться, потому что автоматизированные пересчёты всех вариантов зависят от величины шага смещения по оси и по углу. Область возможных решений сужается за счёт фильтраций благодаря накопленному опыту, требованиям и ограничениям к расположению БА, но таких вариантов остаётся всё равно немало. Поэтому, чтобы увеличить производительность обработки исходных данных и вычислительную эффективность алгоритмов, далее предлагается рассмотреть матрично-топологический метод размещения БА, который предназначен для описания логики согласования компоновки БА с имеющимися техническими требованиями и позволяет на основании этого синтезировать соответствующие уравнения и впоследствии искать их решение [21].

Сначала задаётся исходная проектная схема размещения БА, которую требуется преобразовать, чтобы получить допустимое решение. Математическая модель переходов между разными неповторяющимися вариантами компоновок будет иметь вид:

$$A_{t+1}(r_{t+1}; \mathcal{G}_{t+1}; \gamma_{t+1}) = F[A_t(r_t; \mathcal{G}_t; \gamma_t)], \quad (2)$$

где  $r$  – вектор координат центра масс компоновки БА;  $\mathcal{G}, \gamma$  – углы Эйлера для ориентации БА в отсеке;  $A$  – компоновка БА;  $t$  – порядковый номер процедуры отображения (шаг конвертации);  $F$  – оператор пошагового отображения компоновки БА в отсеке (конвертор).

В зависимости (2) не рассматривается третий угол ориентации прибора в отсеке для плоскости, перпендикулярной образующей обечайки отсека, потому что это положение контролируется при проверке пересечения граней прибора с отсеком.

Исходя из оценки по формуле (1), можно заключить, что количество возможных отображений ограничено сверху числом перестановок, то есть  $0 \leq t \leq C$ . Тогда задача сводится к тому, чтобы найти такой инвариантный оператор  $F$ , при котором количество шагов конвертации  $t$  будет наименьшим и решение при этом ещё не станет частным:

$$t(F) \rightarrow \min . \quad (3)$$

Эту задачу можно трактовать следующим образом:

– пусть имеется замкнутое пространство отсека, которое содержит множество центров масс БА и инвариантное множество гермоплат на своих границах, с топологией в виде условий непересечения и гарантированных монтажных зазоров;

– пусть существует полный граф компоновки, тогда две любые вершины такого графа из множества центров масс БА или из сочетания этого множества с множеством гермоплат соединяются точно одним ребром;

– пусть множеству рёбер введённого полного графа соответствует множество расстояний между неодинаковыми центрами масс БА и между центрами масс БА и гермоплатами;

– тогда решением целевой функции (3) будет такой конвертор, при котором полный граф компоновки становится уникальным в результате наложения множества центров масс БА и множества гермоплат на множество его рёбер.

В соответствии со сделанными ранее допущениями модель любого прибора может быть описана замкнутой оболочечной моделью:

$$\Gamma_i = \Gamma(a_i; b_i; c_i): \begin{cases} b_i = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{\kappa_i} k a_{ik} \\ c_i = 2 - (a_i - b_i), \end{cases} \quad (4)$$

где  $i = \overline{1, N_j}$  – порядковый номер прибора;  $a_i$  – количество вершин прибора;  $b_i$  – количество рёбер прибора;  $c_i$  – количество граней прибора;  $k = \overline{1, \kappa_i}$  – индекс, обозначающий количество рёбер, сходящихся в вершине;  $\kappa_i$  – максимальное количество рёбер, сходящихся в вершине.

Гарантированные монтажные зазоры могут быть учтены при описании габаритов приборов:

$$l_i = (l_{xi} + h_{mi} \quad l_{yi} + h_{mi} \quad l_{zi} + h_{mi})^T, \quad (5)$$

где  $l_{xi}, l_{yi}, l_{zi}$  – габариты прибора;  $h_{mi}$  – монтажный зазор прибора.

Оценка пересечения БА со стенками отсека КА и между собой проводится при помощи логической модели, описанной в работе [19]. С дополнением её геометрическими моделями (4) и (5) описывается топология пространства отсека КА.

Для учёта конструктивного требования на минимум расстояния между приборами, соединяющимися через БКС, целевой функции (3) ставится в соответствие новая целевая функция, состоящая из двух матриц:

$$\rho(\Gamma_i; \Gamma_j) \wedge \rho(\Gamma_{i-1}; \Gamma_i) \rightarrow \min, \quad (6)$$

где  $\rho(\Gamma_i; \Gamma_j)$  – прямоугольная матрица расстояний между приборами и гермоплатами;  $\rho(\Gamma_{i-1}; \Gamma_i)$  – квадратная нижнетреугольная матрица расстояний между приборами в отсеке;  $\Gamma_j = \Gamma(a_j)$  – точечные модели гермоплат.

Так как матрично-топологический метод в общем виде (2) опирается на метод последовательно-одиночного размещения, когда компоновка заранее не сгенерирована, то конвертор для целевой функции (6) должен искать решения по размещению каждого прибора по отдельности. Для этого из матрицы  $\rho(\Gamma_i; \Gamma_j)$  выбирается строка, а из матрицы  $\rho(\Gamma_{i-1}; \Gamma_i)$  выбирается соответствующий столбец, которые объединяются в систему и решаются совместно для каждого прибора по порядку.

Поскольку на основании электрических схем известно, какие приборы в отсеке подключаются между собой и с какими внешними устройствами, то это функциональное требование может быть учтено. Следовательно из целевой функции (6) должны быть удалены элементы, не соединяемые по БКС.

Исходя из таких действий, количество уравнений в конверторе будет равно:

$$N(F) = N_j N + \sum_{i=1}^{N_j} (i-1) - N_1 - N_2 : \begin{cases} N_1 \leq N_j (N-1), \\ N_2 \leq \sum_{i=1}^{N_j} (i-1) - (N_j - 1). \end{cases} \quad (7)$$

Для поддержки принятия решения о размещении БА инженером-конструктором конвертор достаточно описать с помощью алгебры высказываний. Это позволит с помощью средств вычислительной техники получать рекомендации, что будет полезно при недостатке опыта оператора. С этой целью используются две переменные строкового типа (Strings as Immutable sequences):

$$\begin{cases} PC(X) = \text{"рядом с"} X, \\ HPPM(X; Y) = \text{"на равном расстоянии между"} X; Y. \end{cases}$$

Тогда справедлив следующий предикат:

$$PC(j) \wedge PC(i) = HPPM(j; i). \quad (8)$$

Высказывание (8) означает, что если есть требование одновременно разместить в отсеке  $(i+1)$ -ю БА рядом с  $j$ -й гермоплатой и рядом с любым ранее размещённым  $i$ -м прибором для минимизации длины БКС, то оптимальным является размещение данного  $(i+1)$ -го прибора на равном расстоянии между ними.

Если следующая на очереди к размещению БА должна соединяться по БКС с одной гермоплатой и несколькими уже размещёнными приборами, то это можно записать предикатом вида:

$$\bigwedge_{i=1}^{N_j} [PC(j) \wedge PC(i)] = \bigwedge_{i=1}^{N_j} HPPM(j; i) = HPPM(j; HPPM(i_{\min}; i_{\max})). \quad (9)$$

Высказывание (9) означает, что следующий прибор надо размещать на равном расстоянии между гермоплатой и точкой, относительно которой длина БКС до любого из связанных приборов будет минимальной (геометрический центр связей блока рассматриваемых приборов).

Аналогично можно записать предикат для случая, когда БА должна быть подключена к нескольким гермоплатам и нескольким приборам в отсеке:

$$\begin{aligned} \bigwedge_{j=1}^N \bigwedge_{i=1}^{N_j} [PC(j) \wedge PC(i)] &= \bigwedge_{j=1}^N \bigwedge_{i=1}^{N_j} HPPM(j; i) = \\ &= HPPM(HPPM(j_{\min}; j_{\max}); HPPM(i_{\min}; i_{\max})). \end{aligned} \quad (10)$$

Так как приборы размещаются последовательно, то крайними приборами в блоке будут те, которые имеют минимальный и максимальный порядковые номера. Это позволяет обеспечивать инвариантность нумерации при решении задачи размещения автоматизированным способом с помощью предикатов (8) – (10) применительно к целевой функции (6) со структурой системы уравнений ранга (7).

Соответствующий такому алгоритму конвертор имеет вид:

$$F = \bigwedge_t F_t = \bigwedge_t HPPM_t(HPPM_t(j_{\min}; j_{\max}); HPPM_t(i_{\min}; i_{\max})). \quad (11)$$

Стоит отметить, что решение вида (11) не предусматривает группирование БА по системам, так как приборы разных систем могут соединяться между собой в произвольных комбинациях. И так как оно носит рекомендательный характер, то непересечение объектов, их углы пространственной ориентации, монтажные зазоры контролируются оператором визуально на модели в системе автоматизированного проектирования. При необходимости корректировки проводятся вручную промерами по предполагаемым координатам и углам в базовой системе координат отсека в его файле сборки.

При таком подходе решение целевой функции (3) будет иметь вид:

$$t(F) = \sum_{j=1}^N N_j + N(F_t), \quad (12)$$

где  $N(F_t)$  – количество изменений, которые пришлось внести для коррекции решения.

Если изменения связаны с изменениями конструкции приборов, то они не будут засчитываться в уравнении (12) в том случае, если габариты и углы пространственной ориентации остаются прежними. Если изменения связаны с переоснащением отсека по причине смены задачи КА, то задачу размещения потребуется перерешать полностью или в объёме приборов, которые такие изменения затронули, если электрические схемы для остальных приборов остались теми же.

Автоматизированное решение задачи размещения на уровне рекомендаций может быть расширено до уровня принятия решений, если в соответствии высказываниям (8) – (11) поставить конвертор, позволяющий рассчитывать координаты размещения БА относительно целевой функции (6).

Общее уравнение для вычисления координат центра масс БА, которая соединяется через БКС с несколькими гермоплатами и уже размещёнными в отсеке приборами, имеет вид:

$$r(\Gamma_i) = \frac{1}{4} \left[ r(\Gamma_{i_{\min}}) + r(\Gamma_{i_{\max}}) + r(\Gamma_{j_{\min}}) + r(\Gamma_{j_{\max}}) \right]. \quad (13)$$

Принцип обработки нумерации соответствует описанному для высказывания (10). Чтобы найти решение, рекомендуемое высказыванием (9), надо положить  $j_{\min} = j_{\max}$ . Для решения, рекомендуемого высказыванием (8), – аналогично  $i_{\min} = i_{\max}$ .

В редких случаях, когда прибор соединяется лишь с гермопереходником, расчёт по уравнению (13) будет давать координаты средних точек на векторах координат разъёмов гермоплат. Поэтому предусматривается производить пересчёт:

$$\bar{r}(\Gamma_i) = 0,95 \dots 0,97 r(\Gamma_j). \quad (14)$$

Числовой коэффициент в уравнении (14) учитывает габариты приборов и для повышения точности расчёта может корректироваться по результатам тестирования.

Конвертор, обеспечивающий бóльшую автоматизацию решения за счёт формул (13) и (14), учитывающих функциональные требования целевой функции (6), имеет вид:

$$F = \bigwedge_i F_i = \bigwedge_i \left[ r_i(\Gamma_i) \vee \bar{r}_i(\Gamma_i) \right]. \quad (15)$$

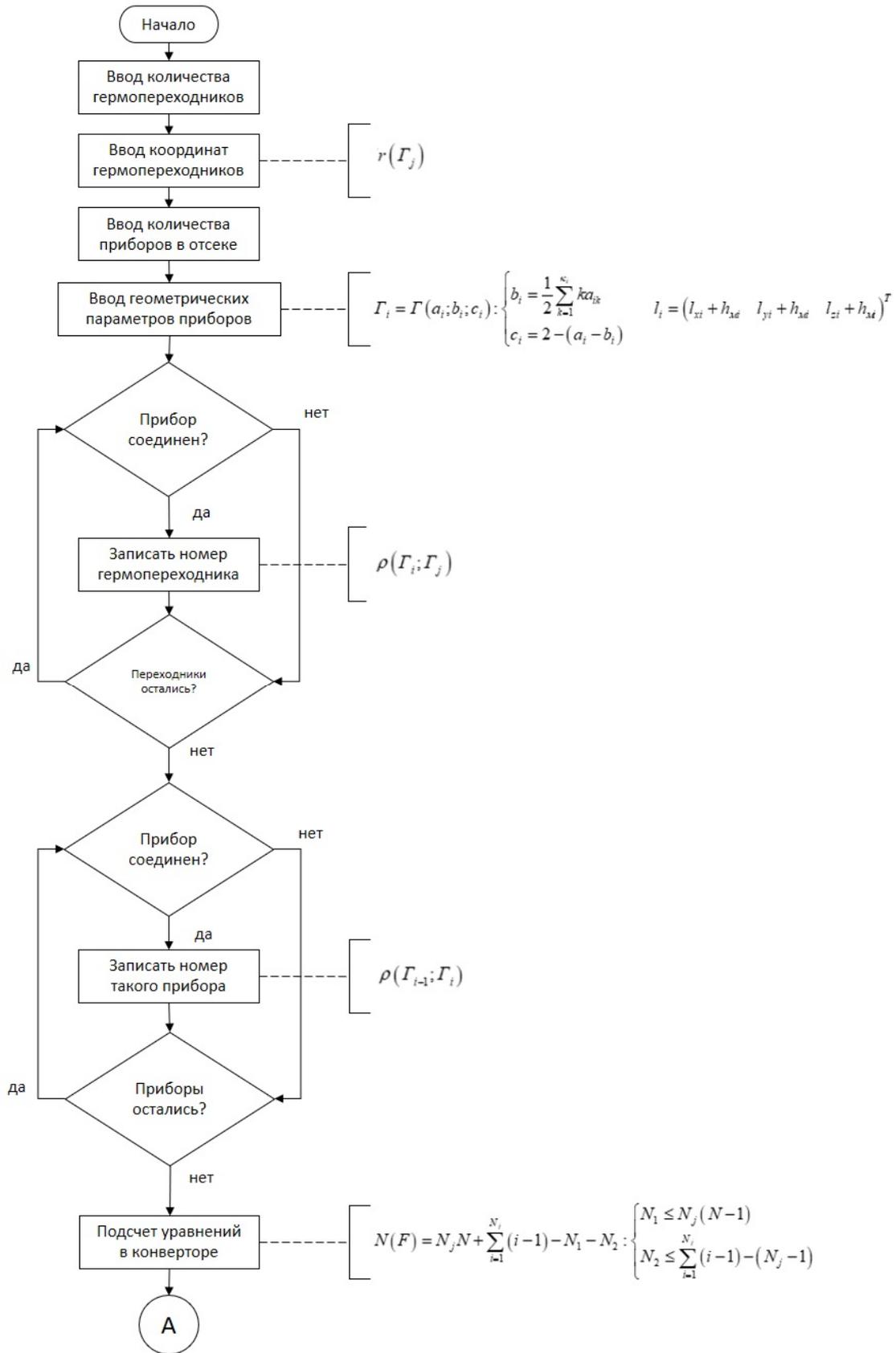
Оценка габаритных и монтажных требований проводится по методике из работы [19] для моделей приборов вида (4) и (5). Расчёт углов ориентации приборов требует при этом более глубокой проработки.

Если существуют дополнительные требования к размещению, то они могут быть обеспечены путём корректировки полученной схемы размещения. Для оценки влияния тепловых полей и электромагнитной совместимости в алгоритм должны быть добавлены соответствующие разделы, что будет рассмотрено в дальнейшем. Это же касается виброударного и акустического воздействия на приборы со стороны отсека. Поэтому при описываемом далее тестировании временно учёт этих требований ведётся по проектным и экспериментальным методикам из литературы [14 – 16].

Решение целевой функции (3) сохраняет вид уравнения (12). Эффективность от применения средств вычислительной техники с целью автоматизации размещения БА оценивается путём сравнения результата тестирования с общим количеством перестановок (1) при работе инженера-конструктора вручную.

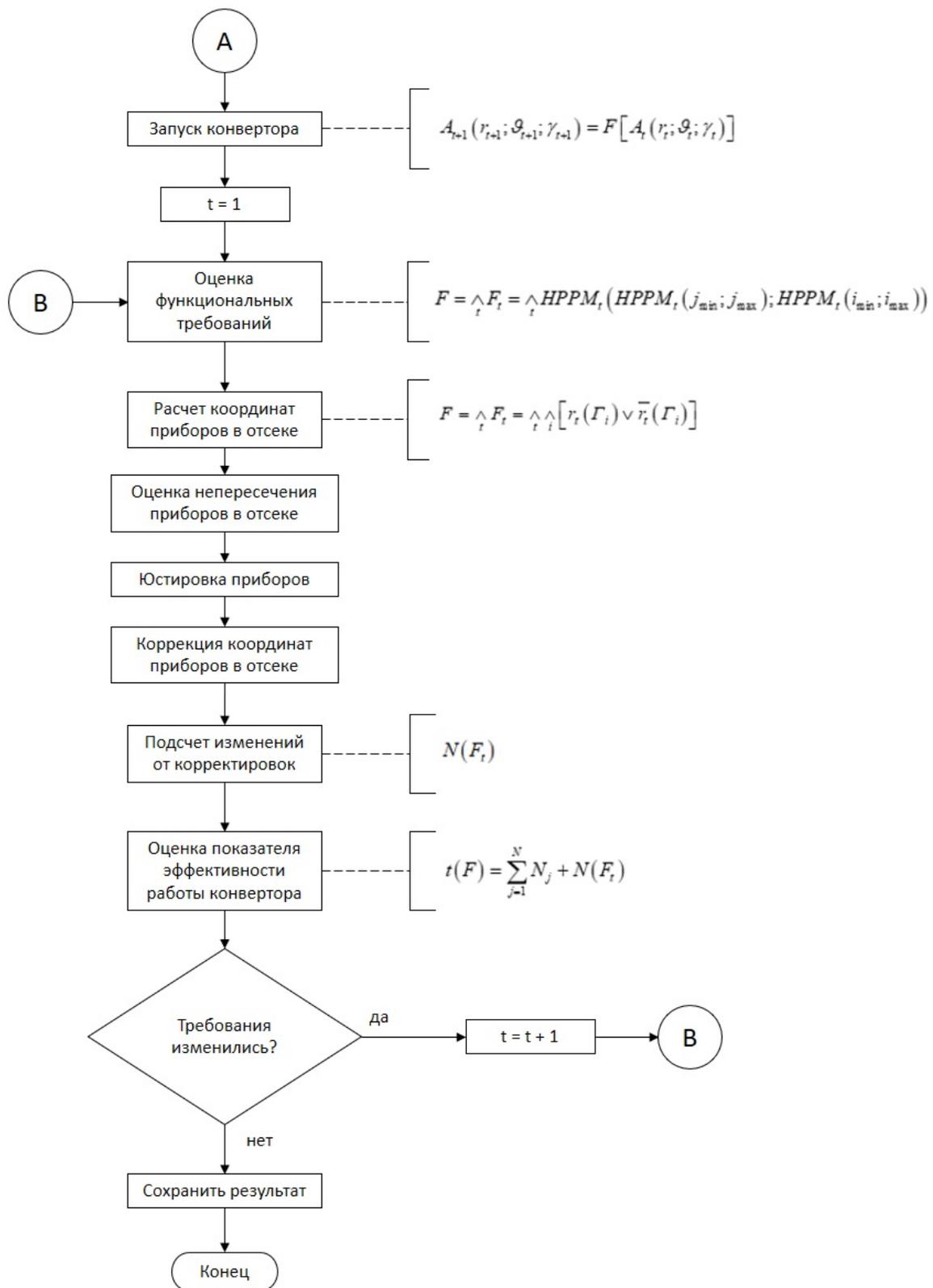
### **Программное обеспечение алгоритма размещения приборов в отсеке**

На основании рассмотренных топологий, описанных при помощи математической модели процедурно уравнениями (2) – (11) и численно уравнениями (12) – (15), построена блок-схема для программной реализации алгоритма, представленная на рис. 3. Код поддерживается на высокоуровневом языке программирования общего назначения Python с динамической строгой типизацией в его интегрированной среде PyCharm Community Edition версии 2022.2.2.



а

Рис. 3. Принципиальная блок-схема алгоритма автоматизированного размещения приборов:  
а – начало блок-схемы



б

Рис. 3, б – окончание блок-схемы

Тестовая версия программы с целью сокращения времени разработки без потери качества предполагает использование следующих эмуляторов:

1. PTC Creo Parametric Global Interference – для оценки пересечения приборов и для их юстировки в отсеке КА.

2. MS Office Excel Inquire – для контроля допускаемых значений теплового, вибрационного, ударно-импульсного, акустического воздействий, а также проверки электромагнитной совместимости.

### Организация и проведение тестирования

Тестирование предложенного алгоритма проводилось как в процедурном (2) – (11), так и в численном (12) – (15) форматах на примере отсека одного из перспективных КА. Форма отсека является сферической. Внутренний диаметр отсека КА составил 2825 мм. Количество гермоплат и приборов было 12 и 9 соответственно.

Исходные данные для тестирования подбирались таким образом, чтобы охватить наиболее широких круг систем КА и подразделений, откуда эти данные поступают. По причине децентрализованного хранения состава компоновки основным фактором, который влияет на корректность работы алгоритма, является время (или частота) передачи исходных данных для задачи размещения БА. Поэтому помимо проверки принципиальной работоспособности алгоритма важным аспектом тестирования была проверка возможности использования алгоритма при изменении данных во времени.

Исходные данные по габаритам приборов представлены в табл. 1. Базовая система координат отсека КА привязана к шпангоуту одного из люков. Гермоплаты заранее размещены, как показано на рис. 4.

Таблица 1. Габариты приборов

$i$	$l_{xi}, \text{ мм}$	$l_{yi}, \text{ мм}$	$l_{zi}, \text{ мм}$
1	255	173	187
2	255	173	187
3	255	173	187
4	255	173	187
5	255	173	187
6	255	173	187
7	128	129	106
8	188	140	107
9	246	128	69

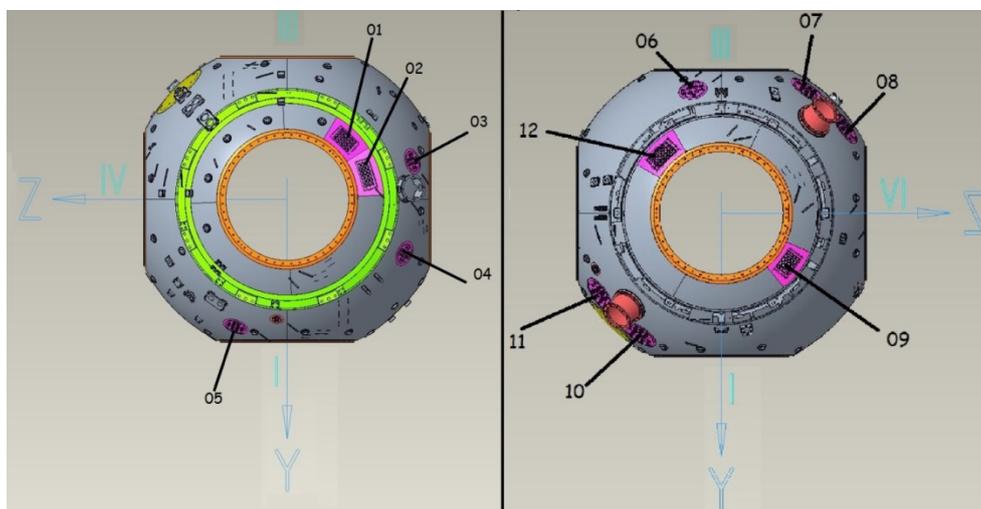


Рис. 4. Распределение гермоплат на корпусе отсека

Целевая функция вида (6) для данного примера относительно гермоплат равна:

$$\begin{pmatrix} \rho_{11} & \rho_{12} & \rho_{13} & \rho_{14} & \rho_{15} & 0 & 0 & \rho_{18} & 0 & \rho_{110} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \rho_{27} & 0 & 0 & 0 & \rho_{211} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \rho_{38} & 0 & \rho_{310} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \rho_{47} & 0 & 0 & \rho_{411} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \rho_{58} & 0 & \rho_{510} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \rho_{67} & 0 & \rho_{68} & 0 & 0 & 0 \\ \rho_{71} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \rho_{82} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \rho_{93} & 0 & 0 & \rho_{96} & 0 & 0 & \rho_{99} & 0 & 0 & \rho_{912} \end{pmatrix} \rightarrow \min .$$

Целевая функция вида (6) для данного примера относительно приборов равна:

$$\begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \rho_{31} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \rho_{42} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \rho_{51} & 0 & \rho_{53} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \rho_{62} & 0 & \rho_{64} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \rho_{91} & \rho_{92} & \rho_{93} & \rho_{94} & \rho_{95} & \rho_{96} & 0 & \rho_{98} & 0 \end{pmatrix} \rightarrow \min .$$

Таким образом, количество уравнений в конверторе (7) составило 36. В качестве оператора выступал инженер-конструктор, работа которого связана с разработкой компоновок отсеков, но при этом ранее он не привлекался к участию в разработке компоновки рассматриваемого в данном примере отсека КА. Оператор обладал навыком работы в PTC Creo Parametric Global Interference и в общем пакете MS Office Excel 2010 на момент тестирования.

Процесс тестирования складывался из последовательности следующих действий:

1. Получение задания на разработку компоновки приборов в отсеке.
2. Оценка количества приборов и количества гермоплат.
3. Определение связей приборов и гермоплат с помощью электрических схем или (при их отсутствии) по опыту и статистике подключения приборов.
4. Внесение исходных данных (количество, координаты гермоплат, габариты приборов) в расчётный модуль.
5. Настройка связей для формирования целевой функции в виде матриц.
6. Подбор числовых коэффициентов для уравнений пересчёта.
7. Запуск расчёта и контроль за получением результатов.
8. Ввод координат размещения приборов при их добавлении в модель отсека.
9. Оценка пересечений приборов между собой и со стенками отсека.
10. Оценка необходимости юстировки приборов.
11. Корректировки проектной схемы размещения.

12. Оценка значений монтажных зазоров.
13. Корректировки проектной схемы размещения.
14. Оценка эргономических требований из габаритных чертежей приборов.
15. Корректировки проектной схемы размещения.
16. Проверка выполнения прочих требований.
17. Корректировки проектной схемы размещения.
18. Принятие решения о присвоении схеме размещения статуса рабочей.

В результате нескольких подготовительных расчётных циклов было установлено, что числовой коэффициент для уравнения (14) на шаге 6 подобран корректно. Перенос результатов расчёта на твердотельную модель осуществлялся инженером-конструктором на шаге 8 в диалоговом режиме. В общем случае была возможность вводить как длину вектора размещения, так и его проекции по осям базовой системы координат КА. В описанной последовательности действий между шагами 9 и 10 корректировка не проводилась, потому что данные процедуры выполнялись совместно средствами РТС Creo Parametric Global Interference. Изменение проектной схемы размещения приборов на шаге 11 в части юстировки обеспечивалось за счёт базирования по предусмотренной привалочной плоскости и имеющимся крепёжным отверстиям. Оценка значений монтажных зазоров на шаге 12 была реализована путём промеров расстояний между вершинами компланарных рёбер моделей приборов. Оценка эргономических требований на шаге 14 проводилась по установленным инженерным методикам ПАО «РКК «Энергия». Проверка ранее описанных прочих требований проводилась при помощи MS Office Excel Inquire. Так как цель тестирования заключалась в верификации основной модели (2) – (15), то на шаге 16 проверка делалась в первом приближении. В результате тестирования расчётного модуля разработанного алгоритма получена компоновка приборов в отсеке КА, представленная на рис. 5.

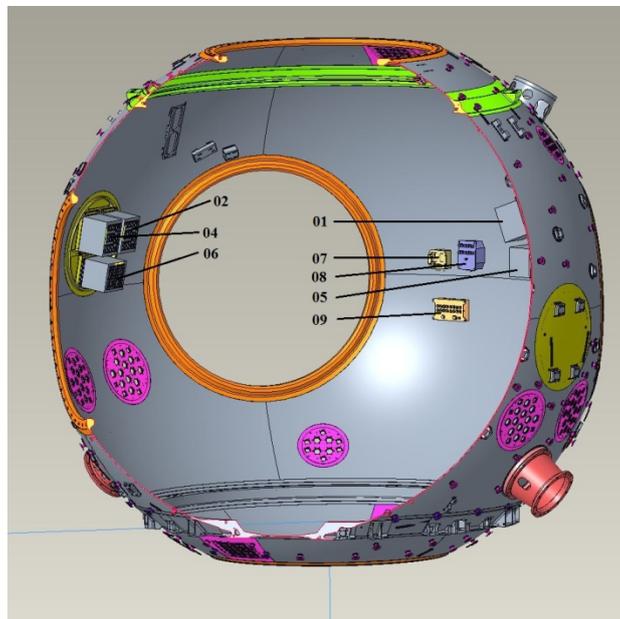


Рис. 5. Компоновка приборов в отсеке по результатам тестирования

### Анализ результатов

Из сделанных вначале допущений (контроль критериев допускаемой центровки отсека не в приоритете, модели приборов – параллелепипеды, гермоплаты переведены в точки) ни одно не понизило качество решения. Это связано с небольшим количеством приборов и большими расстояниями между ними.

Общее время (без учёта затрат на получение исходных данных) на решение задачи размещения приборов автоматизированным способом составило 3 часа в тестовом режиме с привлечением эмуляторов, что для выбранного примера сэкономило 5 часов по сравнению с имеющимися данными хронометража разработки модели этого фрагмента общей компоновки отсека КА. При этом количество шагов конвертации схемы размещения равно 42, что меньше в  $2,25 \cdot 10^{11}$  раз по сравнению с возможным количеством шагов полного перебора по формуле (1) с интервалом в 10 мм (град).

При использованном в ходе тестирования количестве приборов зафиксировано 5 случаев возникновения пересечений приборов между собой и 1 – с отсеком КА. Эту статистику в будущем следует развивать на более масштабных компоновках.

По результатам эргономической оценки схемы на шаге 14 было скорректировано положение приборов 7 – 9 (рис. 5), чтобы обеспечить доступ пользователям. К остальным блокам дополнительных коррекций не требовалось, т.к. они уже удовлетворяли требованиям.

Проверка разнородных технических требований в MS Office Excel Inquire показала, что по тепловым требованиям не прошли приборы 1 – 6, по электромагнитной совместимости и по виброударно-акустическим воздействиям неудовлетворительных результатов не возникало. Для обеспечения центровки отсека приборы 1, 3, 5 и 2, 4, 6 были разнесены на противоположные зоны размещения относительно продольной оси.

Для отвода тепла с приборов 1 – 6 и выполнения соответствующих требований они были установлены на термоплаты. В частности, для приборов 2, 4, 6 координаты размещения пришлось на термоплату, совпав с контрольным решением, с которого была взята «пустая» модель отсека КА. Для остальных приборов были найдены новые места для установки, исходя из обеспечения заданных групп требований.

Среди основных преимуществ разработанного алгоритма можно выделить более высокую вычислительную эффективность по критериям количества циклов и времени, снижение трудоёмкости процесса размещения приборов, систематический контроль обеспечения разнородных требований, простоту освоения пользователем.

Среди недостатков алгоритма можно выделить временное отсутствие подробных разделов по комплексной оценке групп различных требований, временное отсутствие возможности автоматически переносить результаты расчёта на твердотельную модель, необходимость ручного ввода большого количества исходных данных при отсутствии процессов их предварительной системной подготовки и автоматической загрузки.

### **Заключение**

В результате проведённого исследования обобщены и переработаны в цифровую модель основные практики, к которым прибегает инженер-конструктор при создании компоновки отсека КА. Благодаря этому разработан и протестирован на контрольном примере алгоритм автоматизированного размещения приборов, которые подключаются к гермоплатам для связи с внешними устройствами.

Автоматизированная реализация функций проверки непересечения приборов, их юстировки, более точного учёта всего спектра требований, передачи результатов расчёта в модель является перспективным направлением развития предложенного алгоритма, который удалось верифицировать по результатам тестирования. Дополнительно стоит проверить возможность использования данного алгоритма для размещения приборов, не связанных с гермоплатами. Таким образом, целесообразно продолжить данное исследование, чтобы перейти от эмуляторов к профессиональному программированию полноценной версии программы, что может позволить получить ещё более эффективное решение задачи автоматизированного размещения приборов в отсеке КА.

### Библиографический список

1. Шилов Л.Б. Методика выбора мест установки и пространственной ориентации внешних устройств космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с учётом целевых разворотов. Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2016. 16 с.
2. Ахметов Р.Н., Шилов Л.Б., Куренков В.И., Якищук А.А. Методика размещения внешних устройств космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с учётом целевого функционирования // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2015. Т. 14, № 4. С. 38-48. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-38-48
3. Ахметов Р.Н., Куренков В.И., Стратилатов Н.Р., Шилов Л.Б., Гордеев А.И. Выбор мест установки антенн навигационной системы на корпусе космического аппарата ДЗЗ // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 4 (42). С. 59-69. DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-4(42)-59-69
4. Ахметов Р.Н., Куренков В.И., Стратилатов Н.Р., Федоренко О.Г., Шилов Л.Б. Выбор мест и углов установки звёздных координаторов космических аппаратов наблюдения // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 4 (35). С. 11-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2012-0-4(35)-11-17
5. Верхотуров М.А., Верхотурова Г.Н., Ягудин Р.Р. Управление размещением трёхмерных геометрических объектов в системах компоновки // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2012. Т. 16, № 8 (53). С. 45-51.
6. Волоцуев В.В., Ткаченко И.С., Сафронов С.Л. Выбор проектных параметров универсальных платформ малых космических аппаратов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 2 (33). С. 35-47. DOI: 10.18287/2541-7533-2012-0-2(33)-35-47
7. Вышинский В.В., Кисловский А.О., Колчев С.А. Упрощённая математическая модель компоновки малоразмерного летательного аппарата // Научный Вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2016. Т. 19, № 6. С. 86-94.
8. Клягин В.А., Петров И.А., Серебрянский С.А., Лаушин Д.А. Методика решения задачи автоматизированной компоновки блоков БРЭО последовательными приближениями на основе дискретной модели их размещения на базовых плоскостях отсеков // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2018. № 54. С. 78-89. DOI: 10.15593/2224-9982/2018.54.07
9. Маркин Л.В., Корн Г.В., Куи М.Х., Е В.Т. Дискретные модели геометрического моделирования компоновок авиационной техники // Труды МАИ. 2016. № 86.
10. Образцов А.А., Панченко С.В. Разработка алгоритмов автоматизированной компоновки оборудования // Известия высших учебных заведений. Проблемы энергетики. 2008. № 3-4. С. 41-50.
11. Резникова С.Ю., Шевченко Л.П. Объектно-ориентированные технологии в автоматизации решения задачи размещения // Радиоэлектроника и информатика. 1999. № 4 (9). С. 115-119.
12. Коваленко А.А., Романова Т.Е. Математическое моделирование ограничений на минимально и максимально допустимые расстояния в задачах балансной

компоновки // Автоматизированные системы управления и приборы автоматики. 2014. № 169. С. 54-62.

13. Ягудин Р.Р. Оптимизация компоновки трёхмерных геометрических объектов на основе годографа вектор-функции плотного размещения // Инженерный вестник Дона. 2012. № 3 (21). С. 206-217.

14. Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов: учеб. пособие. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 572 с.

15. Козлов Д.И., Аншаков Г.П., Агарков В.Ф., Антонов Ю.Г., Козлов В.Д., Чечин А.В., Фомин Г.Е. Конструирование автоматических космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1996. 448 с.

16. Куренков В.И. Основы проектирования космических аппаратов оптико-электронного наблюдения поверхности Земли. Расчёт основных характеристик и формирование проектного облика: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского университета, 2020. 461 с.

17. Агафонов Д.В., Воробьёв Ю.А., Осокин Ю.В. Метод оптимизации монтажа бортовой кабельной сети на изделиях ракетно-космической техники // Космонавтика и ракетостроение. 2013. № 1 (70). С. 88-94.

18. Гаврилов В.Н. Автоматизированная компоновка приборных отсеков летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1988. 136 с.

19. Шулепов А.И., Лу Цзя. Об одной задаче размещения грузов в спускаемом аппарате // Сб. трудов XVII Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов (18-20 июня 2014 г., Самара). Ч. I. Самара: АНО «Издательство СНЦ», 2015. С. 187-190.

20. Шулепов А.И., Гаврилов В.Н., Мятишкин Г.В. Автоматизированное решение задачи размещения грузов на борту транспортных космических систем // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. 2003. № 1 (3). С. 47-49.

21. Беляков А.А., Шулепов А.И. Базовые аспекты топологической технологии автоматизированной компоновки бортовой аппаратуры в отсеках космических аппаратов на примере КА ДЗЗ «Янтарь-2к» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 4. С. 7-24. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-7-24

## **METHOD OF AUTOMATED ARRANGEMENT OF DEVICES IN A SPACECRAFT COMPARTMENT TAKING INTO ACCOUNT CONNECTION TO INTERFACE CONNECTORS OF FEED-THROUGH PLATES OF AN ON-BOARD CABLE SYSTEM**

© 2023

**A. A. Belyakov** Design Engineer;  
S.P. Korolyov Rocket and Space Corporation “Energia”,  
Korolyov, Moscow Region, Russian Federation;  
[post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

**V. I. Prihodko** Lead Design Engineer;  
S.P. Korolyov Rocket and Space Corporation “Energia”,  
Korolyov, Moscow Region, Russian Federation;  
[post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

**A. I. Shulepov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department  
of Space Engineering;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[shulepov-al@mail.ru](mailto:shulepov-al@mail.ru)

The article proposes a method for automated arrangement of on-board equipment in the spacecraft compartment, connected to external devices through sealed adapters by the on-board cable system routes. The purpose is to create a program that allows automated placing of a part of the on-board equipment in the compartment, taking into account the existing practical principles for developing instrument placement schemes, one of which is to minimize the mass of the on-board cable system. The mathematical model is described using the matrix-topological layout method in a procedural form, as well as in a numerical form for calculating the coordinates of the placement of devices and estimating the number of cycles to find the final solution. Recommendations are provided to ensure that the full range of technical requirements is taken into account in the future. An outline flowchart of the method algorithm is presented with support in the high-level Python programming language. The software implementation of the method was carried out with emulators. Testing was carried drawing on the example of a compartment of one of the advanced space vehicles. The effectiveness of the method is evaluated by comparing the number of cycles needed to obtain the result and the total time spent on the layout relative to the control data known from the job statistics.

*On-board equipment; space vehicle compartment; equipment layout; on-board equipment accommodation layout; on-board cable system; sealed adapter; feed-through plate; modeling*

*Citation:* Belyakov A.A., Prihodko V.I., Shulepov A.I. Method of automated arrangement of devices in a spacecraft compartment taking into account connection to interface connectors of feed-through plates of an on-board cable system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 7-24. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-7-24

## References

1. Shilov L.B. *Metodika vybora mest ustanovki i prostranstvennoy orientatsii vneshnikh ustroystv kosmicheskikh apparatov distantsionnogo zondirovaniya Zemli s uchetom tselevykh razvorotov. Avtoref. dis. ... kand. tekhn. nauk* [Methodology of choosing the areas of location and spatial orientation of appendage on-board equipment of Earth remote sensing spacecraft]. Samara, 2016. 16 p.
2. Akhmetov R.N., Shilov L.B., Kurenkov V.I., Yakishik A.A. Procedure of accomodation of earth remote sansing satellite external devices with regard for the satellite target operation. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2015. V. 14, no. 4. P. 38-48. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-38-48
3. Akhmetov R.N., Kurenkov V.I., Stratilatov N.V., Shilov L.B., Gordeev A.I. Choosing the place for the installation of navigation system aerials on the ERS spacecraft body. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 4 (42). P. 59-69. (In Russ.). DOI: 10.18287/1998-6629-2013-0-4(42)-59-69
4. Akhmetov R.N., Kurenkov V.I., Stratilatov N.V., Fedorenko O.G., Shilov L.B. Selection of sites and angles for placing star coordinators of remote sensing satellites. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 4 (35). P. 11-17. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2012-0-4(35)-11-17
5. Verkhoturov M.A., Verkhoturova G.N., Yagudin R.R. Three-dimensional geometric objects nesting control in assembly systems. *Vestnik UGATU*. 2012. V. 16, no. 8 (53). P. 45-51. (In Russ.)
6. Volotsuev V.V., Tkachenko I.S., Safronov S.L. Choice of design parameters of universal platforms of small space vehicles. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 2 (33). P. 35-47. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2012-0-2(33)-35-47
7. Vyshinsky V.V., Kislovskiy A.O., Kolchev S.A. Simplified mathematical model of small sized unmanned aircraft vehicle layout. *Civil Aviation High Technologies*. 2016. V. 19, no. 6. P. 86-94. (In Russ.)
8. Klyagin V.A., Petrov I.A., Serebryansky S.A., Laushin D.A. The method for solving the problem of avionics blocks arrangement by successive approximations based on a discrete

model of their installation on the virtual planes. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2018. No. 54. P. 78-89. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2018.54.07

9. Markin L.V., Korn G.V., Kui M.H., Ye V.T. Discrete models of aircraft equipment layout geometric modeling. *Trudy MAI*. 2016. No. 86. (In Russ.)

10. Obratsov A.A., Panchenko S.V. Development of algorithms for automated equipment layout. *Power Engineering: Research, Equipment, Technology*. 2008. No. 3-4. P. 41-50. (In Russ.)

11. Reznikova S.Yu., Shevchenko L.P. Object-oriented technologies in automating the solution of the placement problem. *Radioelektronika i Informatika*. 1999. No. 4 (9). P. 115-119. (In Russ.)

12. Kovalenko A.A., Romanova T.E. Mathematical modeling of restrictions on the minimum and maximum allowable distances in problems of balanced layout. *Avtomatizirovannye Sistemy Upravleniya i Pribory Avtomatiki*. 2014. No. 169. P. 54-62. (In Russ.)

13. Yagudin R.R. Optimization of the layout of three-dimensional geometric objects based on the hodograph of the dense packing vector function. *Engineering Journal of Don*. 2012. No. 3 (21). P. 206-217. (In Russ.)

14. Tumanov A.V., Zelentsov V.V., Shcheglov G.A. *Osnovy komponovki bortovogo oborudovaniya kosmicheskikh apparatov: ucheb. posobie* [Basics of spacecraft onboard equipment accommodation layout]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2018. 572 p.

15. Kozlov D.I., Anshakov G.P., Agarkov V.F., Antonov Yu.G., Kozlov V.D., Chechin A.V., Fomin G.E. *Konstruirovaniye avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov* [Design of unmanned spacecraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1996. 448 p.

16. Kurenkov V.I. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov optiko-elektronnoy nablyudeniya poverkhnosti Zemli. Raschet osnovnykh kharakteristik i formirovaniye proektnogo oblika: ucheb. posobie* [Basics of design of electro-optical Earth remote sensing spacecraft. Computation of principal characteristics and conceptual design: Study guide]. Samara: Samara University Publ., 2020. 461 p.

17. Agafonov D.V., Vorobiev Yu.A., Osokin Yu.V. Method for harness deployment optimization onboard rocket and space technology objects. *Cosmonautics and Rocket Engineering*. 2013. No. 1 (70). P. 88-94. (In Russ.)

18. Gavrilov V.N. *Avtomatizirovannaya komponovka pribornykh otsekov letatel'nykh apparatov* [Automated arrangement of aircraft instrument compartments]. M.: Mashinostroenie Publ., 1988. 136 p.

19. Shulepov A.I., Lu Tszya. Ob odnoy zadache razmeshcheniya gruzov v spuskaemom apparate. *Sb. trudov XVII Vserossiyskogo seminar po upravleniyu dvizheniem i navigatsii letatel'nykh apparatov (June, 18-20, 2014, Samara)*. Part I. Samara: ANO «Izdatel'stvo SNTs» Publ., 2015. P. 187-190. (In Russ.)

20. Shulepov A.I., Gavrilov V.N., Miatishkin G.V. Automated cargo accommodation aboard transport space vehicles. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2003. No. 1 (3). P. 47-49. (In Russ.)

21. Belyakov A.A., Shulepov A.I. Basic aspects of topological technology of automated on-board equipment layout in space vehicle compartments using the example of «Yantar-2k» Earth remote sensing space vehicle. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 4. P. 7-24. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-7-24

## ОПЫТ АО «ОДК» ПО ВНЕДРЕНИЮ ТЕХНОЛОГИЙ ЦИФРОВОГО ДВОЙНИКА ПРИ СОЗДАНИИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2023

- К. А. Виноградов** кандидат технических наук, заместитель начальника ОКБ-1 по расчётно-исследовательским работам; ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск; [kirill.vinogradov@uec-saturn.ru](mailto:kirill.vinogradov@uec-saturn.ru)
- А. С. Никулин** руководитель направления; АО «Объединённая двигателестроительная корпорация», г. Москва; [a.nikulin@uecrus.com](mailto:a.nikulin@uecrus.com)
- Ю. Н. Шмотин** доктор технических наук, генеральный конструктор; АО «Объединённая двигателестроительная корпорация», г. Москва; [y.shmotin@uecrus.com](mailto:y.shmotin@uecrus.com)

Рассмотрены предпосылки формирования, основные принципы и подходы применяемой в АО «ОДК» технологии проектирования газотурбинных двигателей на основе концепции «цифрового двойника». Зафиксированы составные части технологии «цифрового двойника», три типа компьютерных моделей, включаемых в периметр цифрового двойника: модели «как спроектировано», «как изготовлено», «как испытано», а также отмечена необходимость и приведено краткое описание процесса построения автоматизированных расчётных цепочек.

*Газотурбинный двигатель; цифровой двойник; математическое моделирование; предиктивная аналитика*

**Цитирование:** Виноградов К.А., Никулин А.С., Шмотин Ю.Н. Опыт АО «ОДК» по внедрению технологий цифрового двойника при создании газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 25-36. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-25-36

Непрерывный рост параметров цикла разработки, ужесточение требований заказчика, а также сокращение требуемых сроков разработки современных газотурбинных двигателей (ГТД) для сохранения конкурентоспособности на мировом рынке обуславливают необходимость оперативного развития и внедрения новых подходов к процессам управления жизненным циклом ГТД (проектирование, производство, эксплуатация), рис. 1.



Рис. 1. Предпосылки изменения подходов к проектированию газотурбинного двигателя

При этом газотурбинный двигатель является одним из самых сложных и наукоёмких изделий машиностроения, узлы «горячей» части которого работают в условиях предельных механических нагрузок, высоких температур (>2000 К) с необходимостью обеспечения высоких ресурсных показателей.

Повышение требований, предъявляемых к характеристикам газотурбинного двигателя, и ужесточение ограничений приводит к усложнению их конструкции и условий эксплуатации. По этой причине процесс испытаний и сертификации ГТД становится все более трудозатратным и длительным, что в случае неудовлетворительных результатов может привести к срыву сроков выхода изделия на рынок. Поэтому важной задачей является снижение времени доводки и сертификации ГТД, а также повышение вероятности получения требуемых характеристик двигателя в ходе его испытаний и эксплуатации.

На сегодняшний день требуемые сроки создания новых изделий газотурбинной техники ставят перед АО «ОДК» задачу обеспечения разработки, производства и сертификации ГТД за 4 года, что более чем в три раза меньше времени разработки ГТД в 70-80-е годы 20 века. Также важным является тот факт, что разработка современных ГТД осуществляется в рамках широкой кооперации как между предприятиями АО «ОДК», так и с участием соисполнителей третьего и последующих уровней. В этой связи особую важность приобретает использование цифровых технологий и цифровая трансформация процесса проектирования и разработки ГТД.

В настоящее время в связи с развитием средств суперкомпьютерных вычислений, совершенствованием математических методов и CAE/PDM систем популярность приобретает подход к проектированию на основе концепции «Цифрового двойника» (ЦД) [1 – 5].

На предприятиях АО «ОДК», начиная с 1990-х годов, накоплен значительный опыт по апробации и использованию цифровых технологий как для процесса проектирования и инженерных расчётов, так и для управления смежными процессами (технология управления конфигурацией, процессы серийного производства и послепродажного обслуживания), рис. 2.



Рис. 2. Опыт внедрения цифровых технологий в АО «ОДК»

Цифровой двойник – это система, состоящая из цифровой модели изделия и двусторонних информационных связей с изделием и его составными частями [10]. Цифровая модель изделия состоит из взаимосвязанных компьютерных моделей разного уровня детализации (0D, 1D, 2D, 3D). Цифровой двойник может быть рассмотрен как объект и как технология проектирования [7]. Основные свойства и характеристики данных аспектов ЦД приведены на рис. 3.



Рис. 3. Основные свойства и характеристики цифрового двойника как объекта и как технологии

При использовании данных предиктивной аналитики и виртуального прототипа реального физического изделия, механического или технологического процесса, который полностью повторяет поведение физического прообраза, включая все внутренние процессы, условия эксплуатации, техническое состояние и наработку конкретного экземпляра изделия, возможно получение «цифровой тени» [8] исследуемого ГТД или его узла.

К цифровому двойнику как к технологии предъявляется большое количество требований: двойник должен содержать в себе данные основных этапов жизненного цикла изделия (таких, как проектирование, производство, испытания, эксплуатация), располагаться в едином информационном пространстве, обеспечивающем коллективную работу специалистов над одним изделием с разным уровнем доступа. Также важным является обеспечение потребного уровня точности и соответствия используемых математических моделей реальным физическим объектам. По полученному в АО «ОДК» опыту в ходе разработки технологии создания цифрового двойника на сегодняшний день цифровой двойник и входящие в него компьютерные модели должны в среднем обеспечивать уровень погрешности вычислений, не превосходящий погрешность экспериментальных исследований, даже для наиболее сложнопрогнозируемых параметров реального объекта и происходящих в нём физических процессов (например, результаты связанных физических процессов (горение), величины осевых сил и т. д.). При этом цифровой двойник должен позволять отслеживать историю создания и развития изделия и его компонентов на протяжении всего жизненного цикла.

Ожидаемыми результатами внедрения данного подхода к управлению жизненным циклом изделия является увеличение скорости принятия технических решений, сокращение сроков разработки новых изделий на 30% (рис. 4), достижение требований Технического задания с первого опытного экземпляра, внедрение и широкое распространение безбарьерной среды для работы инженеров и проектировщиков, а также

снижение затрат на поздних этапах опытно-конструкторских работ, например при разработке семейства ГТД на базе унифицированного газогенератора или модификации существующего ГТД под изменившиеся требования заказчика [6].



Рис. 4. Трансформация системы разработки при использовании концепции цифрового двойника

Существенным отличием применения концепции цифрового двойника является изменение основного руководящего документа для разработки двигателя. Классическая форма Технического задания в новой системе работ становится матрицей целевых показателей и ограничений. Этот документ имеет несколько уровней требований, имеющих следующую градацию: от требований, предъявляемых к двигателю в целом, до требований к основным узлам, системам и отдельным деталям.

Важно отметить, что общее число требований, предъявляемых к газотурбинному двигателю, может достигать нескольких тысяч. Например, при разработке морского ГТД с использованием технологии ЦД было суммарно создано порядка 1200 требований к изделию. При этом выполнение требований по отдельным узлам и компонентам не гарантирует выполнение требований верхнего уровня, предъявляемых к силовой установке в целом. При работе над морским ГТД были выявлены противоречия в требованиях к изделию, требующие адаптации конструкции на последующих этапах опытно-конструкторских работ. При этом именно концепция «Цифрового двойника» позволяет обеспечить системный подход к разработке ГТД, взаимную увязку требований различного уровня, нахождения наилучшего сочетания конструктивных параметров узлов из имеющегося набора вариантов их исполнения и взаимодействия [9].

На рис. 5 представлены основные стадии формирования цифрового двойника в соответствии с основными этапами разработки ГТД. По мере прохождения основных этапов создания двигателя меняется и расширяется качественный состав моделей, входящих в цифровой двойник. От быстрых моделей низкого уровня точности, позволяющих с высокой скоростью оценивать основные характеристики различных конструктивных обликов и вариантов исполнения ГТД на начальных этапах проектирования (как правило термодинамические, упрощенные тепловые и прочностные модели двигателя на этапе аванпроекта) до высокодетализированных численных компьютерных моделей, позволяющих предсказывать характеристики узлов ГТД на любом режиме работы двигателя с высокой точностью и соответствием реальному изделию, но требующим огромных вычислительных и временных затрат на этапах изготовления опытных образцов и испытаний двигателя (нестационарные расчёты лопаточных машин, модели сопряженного теплообмена и горения с учётом химической кинетики и т. д.).

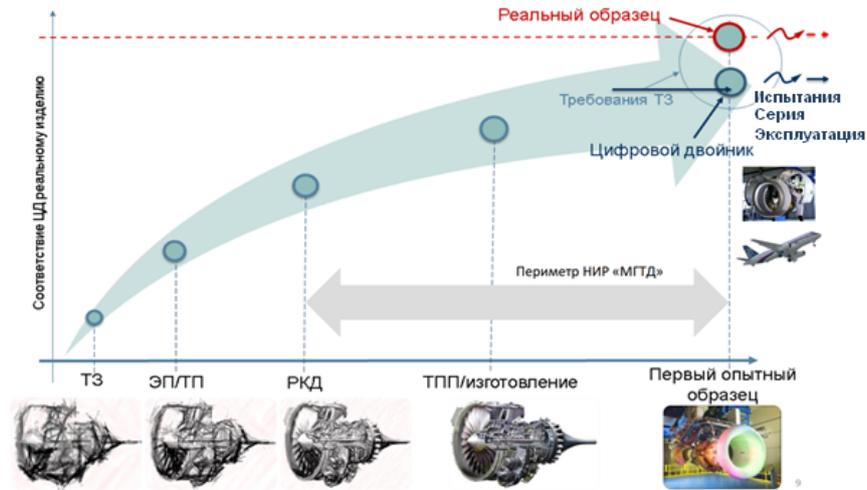


Рис. 5. Стадии формирования цифрового двойника.

ТЗ – техническое задание; ЭП/ТП – эскизный проект/технический проект; РКД – рабочая конструкторская документация; ТПП/изготовление – технологический процесс производства/изготовление

Применение подобных подходов позволяет определить эффективный конструктивный облик ГТД в соответствии с требованиями технического задания и получить характеристики, близкие к потребным уже на первых опытных образцах изделия.

На сегодняшний день существует ряд нормативных документов, описывающих понятия и особенности математического и компьютерного моделирования на уровне национальных стандартов Российской Федерации. До последнего времени вопросы, связанные с цифровыми двойниками изделий, оставались вне стандартизации и правового поля. Однако в 2021 году был выпущен национальный стандарт РФ «Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники изделий», ГОСТ 57700.37-2021 [10]. В нём описаны основные термины и определения, сформулированы принципиальные цели и задачи при создании цифровых двойников, приведены общие требования к разработке ЦД, даны рекомендации по применению программно-технологических платформ цифровых двойников и подчеркнута необходимость создания многоуровневой системы требований.

В последние несколько лет на предприятиях АО «ОДК» запущены, ведутся и уже выполнены значительное количество проектов, находящихся в контуре создания цифровых двойников. Среди них находятся как проекты, связанные с непосредственной разработкой изделий, так и внутренние проекты организационной трансформации предприятий корпорации. Основные проекты, связанные с разработкой изделий с учётом элементов технологии цифрового двойника, приведены на рис. 6.

В рамках данных проектов выполняется разработка матрицы требований в обеспечение проведения комплексного моделирования изделия и процесса его виртуальной доводки, формируется комплекс взаимосвязанных математических моделей с учётом реальной геометрии деталей и сборочных единиц (ДСЕ), входящих в состав двигателя, для сокращения сроков натурных испытаний.

Отдельным направлением является разработка технологии создания цифровых двойников путём разработки универсальной цифровой платформы по разработке и применению цифровых двойников. В её рамках разрабатываются требования к отдельным модулям и элементам платформы, ведётся их тестирование и опытная эксплуатация. В рамках работ на основе отечественного программного обеспечения (цифровая платформа CML-Bench и ПК pSeven Enterprise) разработана технология создания цифрового двойника морского ГТД и редуктора, позволяющая снизить сроки и стоимость создания новых изделий и модификаций.



Рис. 6. Основные проекты по разработке изделий с учётом элементов технологии цифрового двойника

В рамках внутренних проектов организационной трансформации корпорации ведется разработка универсальной методологии и нормативных документов по формированию цифровых двойников, разработаны правила и нормы формирования матриц требований к изделию, его подсистемам и узлам, правила унификации используемого и вновь внедряемого инженерного программного обеспечения, разрабатывается валидационный базис для оценки достаточности функционала инженерного программного обеспечения. При этом разрабатываемый валидационный базис также погружен в цифровую программно-технологическую платформу.

Результатами выполняемых комплексных проектов по разработке отдельных элементов технологии цифровых двойников, а также проектов организационной трансформации в том числе становится нормативная база корпорации, включающая в себя стандарты и инструкции. Так, в 2022 году разработан внутренний нормативный документ, в котором сформулированы и закреплены основные термины и определения, цели и задачи создания цифровых двойников ГТД, признаки наличия цифрового двойника изделия (ЦДИ), общие требования к разработке ЦДИ и принципы построения цифровых двойников газотурбинных двигателей. В ходе работ над документом были глубоко проработаны и раскрыты применительно к двигателестроительной отрасли требования ГОСТ Р 57700.37-2021 «Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники изделий. Общие положения» [10] в части места ЦД в процессе проектирования, особенностей его применения и необходимых организационных изменениях (введение ролей инженера по требованиям, выпуск инструкции по работе в цифровой платформе и т. д.).

Таким образом, АО «ОДК» – одна из первых государственных корпораций в РФ, где сформулированы и стандартизированы принципы и подходы к проектированию сложных технических систем на основе концепции «Цифрового двойника».

Необходимо отметить, что технологии цифрового двойника неразрывно связаны с другими элементами цифровой трансформации производственных и инженерных процессов, их объединением с другими элементами цифровой экосистемы, такими как технологии интернета вещей, умной фабрики, дополненной реальности, искусственного интеллекта, машинного обучения и промышленной робототехники (рис. 7) [11].



Рис. 7. Взаимосвязь элементов технологии цифрового двойника изделия с экосистемой цифровых технологий

Главным процессом, происходящим в рамках концепции «Цифрового двойника», является взаимодействие предъявляемых требований и расчётных моделей, подтверждающих эти требования. Этот процесс является многоуровневым и повторяется как для конкретных ДСЕ, так и для узла, системы и двигателя в целом. При этом элементы цифрового двойника на всех уровнях и этапах проходят постоянную валидацию по имеющимся данным испытаний, при необходимости выполняется корректировка.

На рис. 8 представлена схема взаимодействия расчётных моделей и предъявляемых требований, описанная выше. Основными составляющими цифрового двойника являются цифровые модели, описывающие геометрические характеристики конструкции (CAD), физические процессы, происходящие в элементах, узлах и системах ГТД (CAE), модели используемых технологических процессов (CAM). Модели технологических процессов также обеспечивают учёт фактических данных производства в геометрических характеристиках ДСЕ, заложенных в расчёты. Отдельной частью цифрового двойника являются модели обработки больших объёмов данных испытаний и эксплуатации, объединённые с модулем предиктивной аналитики и прогнозирования технического состояния ГТД.

Важно отметить, что использование в цифровом двойнике расчётных моделей высокого уровня детализации (например, трёхмерные нестационарные аэродинамические расчёты лопаточных машин), требующих существенных временных затрат, является ограниченным.

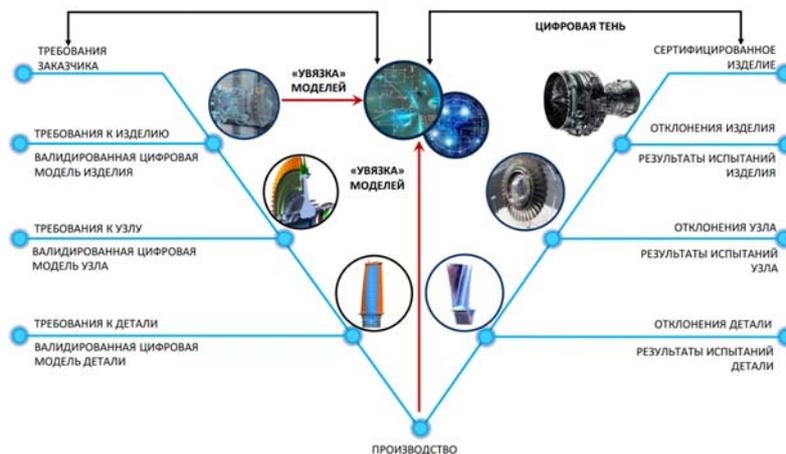


Рис. 8. Схема взаимодействия расчётных моделей и требований к газотурбинным двигателям на различных уровнях систем

На рис. 9 приведён пример взаимодействия расчётных моделей в составе цифрового двойника ГТД для 3D расчётных моделей компрессора. Видно, что основными интегральными моделями, формирующими облик ЦД, являются одномерная термодинамическая модель ГТД и двухмерная тепловая и прочностная модели ГТД с высокой скоростью работы и возможностью корректного описания основных особенностей работы изделия.



Рис. 9. Пример взаимодействия расчётных моделей в составе цифрового двойника ГТД (НА – направляющий аппарат, ВУ – выходное устройство, ГУ – граничные условия)

При сохранении структуры взаимодействия моделей сами расчётные модели могут существенно отличаться и решать различные задачи. В описываемой методологии проектирования принципиально выделяются три варианта исполнения самих расчётных моделей: «как спроектировано», «как изготовлено» и «как испытано».

Цифровой двойник на основе набора компьютерных моделей «как спроектировано» позволяет дать заключение о готовности изделия к производству и достижимости требований спроектированной конструкции.

Набор моделей «как изготовлено» уже учитывает особенности отдельных экземпляров, производственные отклонения, монтажные зазоры и позволяет дать заключение о готовности конкретного образца изделия к испытаниям, а также подготовить «быстрые» математические модели для реализации систем предиктивной и прескриптивной диагностики гибридного типа.

Цифровой двойник «как испытано» позволяет выполнить виртуальные испытания с учётом всех условий реальных испытаний, особенностей опытного образца с конкретным серийным номером и влияния на характеристики изделия средств измерения (препарирования) и вывода информации, а также провести тонкую настройку всех расчётных моделей в том числе с учётом фактического состояния материальной части после испытаний.

На основе выполняемых расчётов становится возможным объективно оценить величину отклонений параметров от требований ТЗ и выделить соответствующие факторы влияния. На рис. 10 приведены три области величин отклонения параметров от заданных требований: факторы, известные на этапе проектирования (изменение режима работы изделия в стендовых условиях, влияние препарирования и т.д.), факторы, возникшие на этапе изготовления опытного образца (производственные отклонения, особенности сборки), а также непредвиденные факторы (критические ошибки в проектировании или измерениях, не выявленные заранее производственные отклонения).

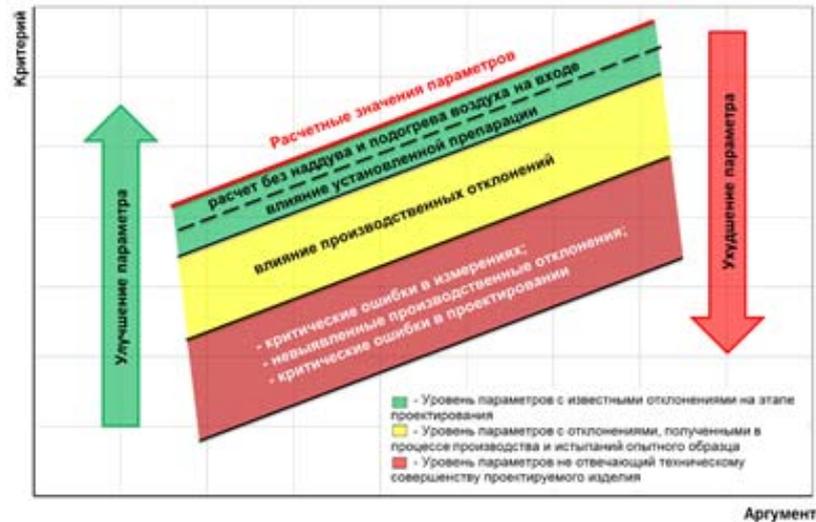


Рис. 10. Ранжирование величин отклонения параметров изделия и его узлов от заданных требований

Применение подобного подхода к созданию компьютерных моделей позволяет с высокой степенью достоверности прогнозировать результаты испытаний опытных образцов, анализировать полученные данные и принимать обоснованные технические и организационные решения по конструктивному облику ГТД и ходу выполнения работ.

Именно на основе комплекса данных уточнённых и взаимосвязанных расчётных моделей и может быть в дальнейшем сформирован цифровой двойник конкретного экземпляра ГТД, содержащий в себе особенности изготовления, сборки и испытаний данного объекта с конкретным серийным номером. Разработка цифровых двойников с подобным уровнем детализации целесообразна в первую очередь для опытных образцов, проходящих испытания и подтверждающих параметры ГТД.

Необходимо отметить важность обеспечения автоматизации взаимодействия основных расчётных моделей между собой в рамках технологии цифрового двойника. Все основные расчётные процессы должны быть объединены в автоматизированные расчётные цепочки для обеспечения оперативного уточнения и обновления характеристик узлов и систем ГТД в целом при корректировке требований, изменении внешних условий работы, или обновлении конструкции в рамках процесса доводки. Для этого должны применяться специализированные программные продукты, такие как pSeven Enterprise. Пример построения автоматизированных расчётных цепочек для узла ГТД (турбины низкого давления) приведён на рис. 11.

Изменение подхода к проектированию на основе концепции «Цифрового двойника» актуализирует ряд важных проблем, решение которых необходимо для достижения максимального синергетического эффекта от применения цифровых технологий к процессам создания таких сложных технических систем, как ГТД.

К таким проблемам можно отнести:

- дефицит инженерного персонала (внедрение технологий цифрового проектирования и сертификации ведёт к кратному увеличению потребных объёмов математического моделирования, для чего необходимы квалифицированные инженеры с ИТ-компетенциями и навыками системного анализа;
- отсутствие законченной нормативной базы (текущий уровень стандартизации процессов цифрового проектирования затрудняет легальное использование ЦДИ как составной части ОКР или инструмент сертификации);
- недостаточный функционал отечественного программного обеспечения (текущие функции не позволяют осуществлять построение высокоточных комплексных ма-

тематических моделей и управление ими, однако необходимо отметить значительные усилия в данной области в рамках программ импортозамещения инженерного программного обеспечения как со стороны промышленности, так и со стороны разработчиков программного обеспечения).

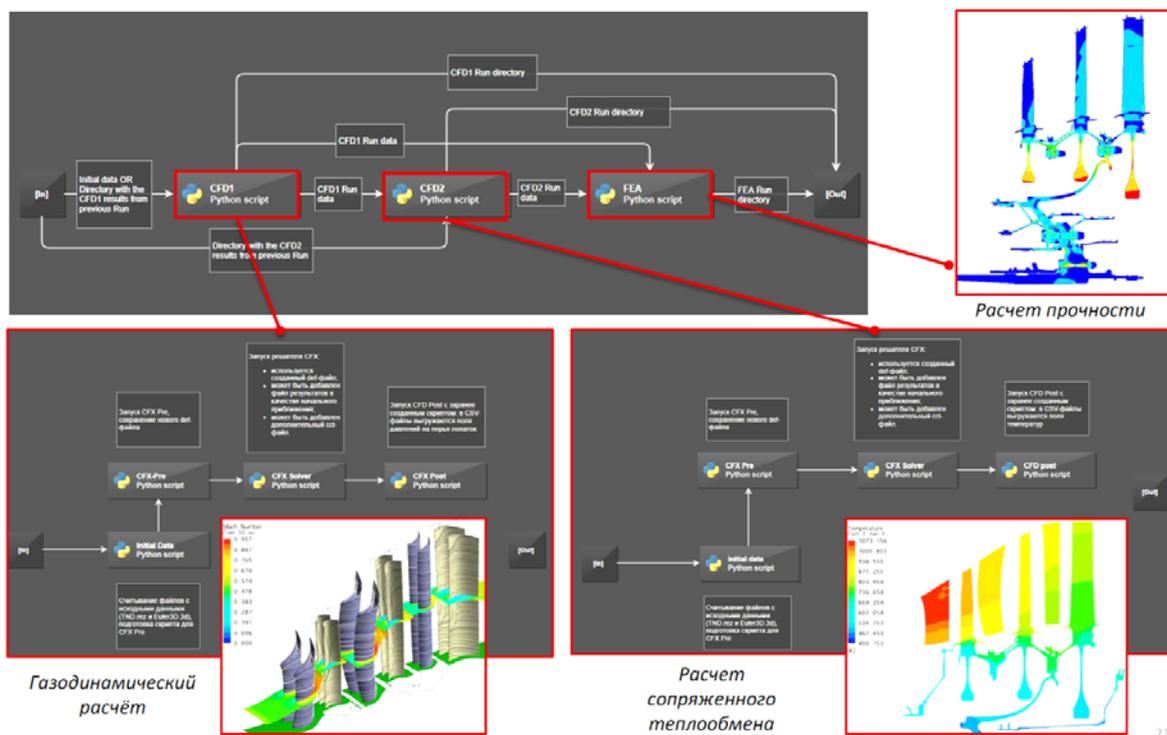


Рис. 11. Пример построения автоматизированных расчётных цепочек для узла турбины низкого давления

Таким образом, в АО «ОДК» на сегодняшний день сформирована методология создания и применения цифровых двойников ГТД, зафиксированы и формализованы в рамках нормативной документации основные процедуры её использования и применения. В рамках нескольких проектов ведётся активное применение методологии на практике. Параллельно в рамках НИОКР ведутся работы по расширению методологии, доработке инструментов проектирования и её отдельных элементов.

Применение методологии «Цифрового двойника» как подхода к проектированию обеспечивает процесс управления жизненным циклом ГТД и проведение «виртуальных испытаний», что сокращает сроки разработки, минимизирует неточности на всех этапах проектирования и разработки, снижает риски технических ошибок проектирования, а также ведёт к существенному снижению затрат, что подтверждается текущим опытом, имеющимся на предприятиях АО «ОДК».

В ближайшие годы основными целями корпорации в области развития методологии является расширение границ её применения на все основные вновь проектируемые изделия АО «ОДК» с соответствующим инфраструктурным и ресурсным обеспечением, дальнейшее развитие и совершенствование элементов технологии ЦД, а также более тесная интеграция с объектами применения ГТД для организации эффективного управления жизненным циклом в рамках этапа эксплуатации, что также ведёт к существенному снижению затрат и возможности обеспечения эксплуатации объектов по техническому состоянию.

### Библиографический список

1. Шаманский Д. Технологии проектирования, технологии производства, технологии мышления: интервью А.И. Боровкова для журнала «Инновации» // Инновации. 2017. № 11 (229). С. 6-14.
2. Боровков А.И., Гамзикова А.А., Кукушкин К.В., Рябов Ю.А. Цифровые двойники в высокотехнологичной промышленности: экспертно-аналитический доклад. М.: ИЦ «Технет» НТИ, 2019. 58 с.
3. Grieves M. Digital Twin: Manufacturing excellence through virtual factory replication. LLC, 2014. 7 p.
4. Grieves M. Virtually perfect: Driving innovative and lean products through product lifecycle management. Space Coast Press, 2011. 370 p.
5. Grieves M.W. Product lifecycle management: the new paradigm for enterprise // International Journal of Product Development. 2005. V. 2, Iss. 1-2. P. 71-84. DOI: 10.1504/ijpd.2005.006669
6. Виноградов К.А. Методология управления жизненным циклом ГТД на основе концепции «цифрового двойника» // Трамплин к успеху. 2021. № 16. С. 30-31.
7. Коваль С.Н., Бадерников А.В., Шмотин Ю.Н., Пятунин К.Р. Использование технологии цифрового двойника при разработке газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28, № 3. С. 139-145. DOI: 10.34759/vst-2021-2-139-145
8. Боровков А.И., Рябов Ю.А., Марусева В.М. Новая парадигма цифрового проектирования и моделирования глобально конкурентоспособной продукции нового поколения // Цифровое производство: методы, экосистемы, технологии. С. 24-44. [http://assets.fea.ru/uploads/fea/news/2018/04\\_april/12/cifrovoye-proizvodstvo-032018.pdf](http://assets.fea.ru/uploads/fea/news/2018/04_april/12/cifrovoye-proizvodstvo-032018.pdf)
9. Сальников А.В., Гордин М.В., Шмотин Ю.Н., Никулин А.С., Макаров П.В., Французов М.С. Цифровые двойники – платформа для управления жизненным циклом авиационных двигателей // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2022. № 4 (745). С. 60-72. DOI: 10.18698/0536-1044-2022-4-60-72
10. ГОСТ Р 57700.37-2021. Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники изделий. Общие положения. М.: Российский институт стандартизации, 2021. 10 с.
11. Боровков А.И., Лысенко Л.В., Биленко П.Н., Верховский Н.С., Фельдман М.О., Лысенко С.Л., Завалеев И.С., Фокин С.Н., Рябов Ю.А., Марусева В.М., Красинский С.И., Парыгин А.В., Демин П.В., Третьяков А.Б. Цифровое производство: методы, экосистемы, технологии. [http://assets.fea.ru/uploads/fea/news/2017/11\\_november/17/tsifrovoye\\_proizvodstvo\\_112017.pdf](http://assets.fea.ru/uploads/fea/news/2017/11_november/17/tsifrovoye_proizvodstvo_112017.pdf)

### JSC “ODK” EXPERIENCE IN IMPLEMENTING DIGITAL TWIN TECHNOLOGIES IN THE DESIGN OF GAS TURBINE ENGINES

© 2023

- |                         |   |
|-------------------------|---|
| <b>K. A. Vinogradov</b> | Candidate of Science (Engineering), Deputy Head of Design and Research OKB-1; PJSC United Engine Corporation “Saturn”, Rybinsk, Russian Federation;<br><a href="mailto:kirill.vinogradov@uec-saturn.ru">kirill.vinogradov@uec-saturn.ru</a> |
| <b>A. S. Nikulin</b>    | Head of Department; JSC United Engine Corporation, Moscow, Russian Federation;<br><a href="mailto:a.nikulin@uecrus.com">a.nikulin@uecrus.com</a>  |
| <b>Yu. N. Shmotin</b>   | Doctor of Science (Engineering), General Designer; JSC United Engine Corporation, Moscow, Russian Federation;<br><a href="mailto:y.shmotin@uecrus.com">y.shmotin@uecrus.com</a>   |

The prerequisites for the formation, basic principles and approaches of the GTE design technology used in JSC “UEC” based on the concept of “digital twin” are considered. The components of the DT technology are fixed, three types of computer models included in the perimeter of the digital twin: models “as designed”, “as manufactured”, “as tested”, are considered. The necessity for constructing automated computational chains is noted and a brief description of the process is given.

*Gas turbine engine; digital twin; mathematical modeling; predictive analytics*

---

*Citation:* Vinogradov K.A., Nikulin A.S., Shmotin Yu.N. JSC “ODK” experience in implementing digital twin technologies in the design of gas turbine engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 25-36. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-25-36

## References

1. Shamanskiy D. Design technologies, production technologies, thinking technologies: Interview with A.I. Borovkova for the journal *Innovations*. *Innovations*. 2017. No. 11 (229). P. 6-14. (In Russ.)
2. Borovkov A.I., Gamzikova A.A., Kukushkin K.V., Ryabov Yu.A. *Tsifrovye dvoyniki v vysokotekhnologichnoii promyshlennosti: ekspertno-analiticheskiy doklad* [Digital twins in high-tech industry]. Moscow: ITs «Tekhnet» NTI Publ., 2019. 58 p.
3. Grieves M. *Digital Twin: Manufacturing excellence through virtual factory replication*. LLC, 2014. 7 p.
4. Grieves M. *Virtually perfect: Driving innovative and lean products through product lifecycle management*. Space Coast Press, 2011. 370 p.
5. Grieves M.W. Product lifecycle management: the new paradigm for enterprise. *International Journal of Product Development*. 2005. V. 2, Iss. 1-2. P. 71-84. DOI: 10.1504/ijpd.2005.006669
6. Vinogradov K.A. Methodology of gas turbine engine life cycle management based on the concept of «digital twin». *Tramplin k Uspekhu*. 2021. No. 16. P. 30-31. (In Russ.)
7. Koval' S.N., Badernikov A.V., Shmotin Y.N., Pyatunin K.R. Digital twin technology application while gas turbine engines development. *Aerospace MAI Journal*. 2021. V. 28, no. 3. P. 139-145. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2021-3-139-145
8. Borovkov A.I., Ryabov Yu.A., Maruseva V.M. A new paradigm for digital design and modeling of globally competitive products of a new generation. *Digital production: Methods, ecosystems, technologies*. P. 22-44. Available at: [https://assets.fea.ru/uploads/fea/news/2018/04\\_april/12/cifrovoe-proizvodstvo-032018.pdf](https://assets.fea.ru/uploads/fea/news/2018/04_april/12/cifrovoe-proizvodstvo-032018.pdf)
9. Salnikov A.V., Gordin M.V., Shmotin Yu.N., Nikulin A.S., Makarov P.V., Frantsuzov M.S. Digital twins — a platform for aircraft engine lifecycle management. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*. 2022. No. 4 (745). P. 60-72. (In Russ.). DOI: 10.18698/0536-1044-2022-4-60-72
10. GOST R 57700.37-2021. Computer models and simulation. Digital twins of products. General provisions. Moscow: Russian Standardization Institute Publ., 2021. 10 p.
11. Borovkov A.I., Lysenko L.V., Bilenko P.N., Verkhovskiy N.S., Fel'dman M.O., Lysenko S.L., Zavaleev I.S., Fokin S.N., Ryabov Yu.A., Maruseva V.M., Krasinskiy S.I., Parygin A.V., Demin P.V., Tret'yakov A.B. *Tsifrovoe proizvodstvo: metody, ekosistemy, tekhnologii* [Digital production: methods, ecosystems, technologies]. Available at: [http://assets.fea.ru/uploads/fea/news/2017/11\\_november/17/tsifrovoe\\_proizvodstvo\\_112017.pdf](http://assets.fea.ru/uploads/fea/news/2017/11_november/17/tsifrovoe_proizvodstvo_112017.pdf)

## АЛГОРИТМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ОТНОСИТЕЛЬНО ПОСАДОЧНОЙ ПЛАТФОРМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОМПЬЮТЕРНОГО ЗРЕНИЯ

© 2023

- Т. Ю. Гайнутдинова** кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева; [tgainut@mail.ru](mailto:tgainut@mail.ru)
- С. В. Новикова** доктор технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева; [sweta72@bk.ru](mailto:sweta72@bk.ru)
- В. Г. Гайнутдинов** доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой конструкции и проектирования летательных аппаратов; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева; [gainut@mail.ru](mailto:gainut@mail.ru)
- М. В. Трусфус** инженер кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева; [mtrusfus@yandex.ru](mailto:mtrusfus@yandex.ru)
- В. М. Литвин** инженер кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева; [litwin@mail.ru](mailto:litwin@mail.ru)

Рассмотрены алгоритмы определения положения беспилотного летательного аппарата самолётного или вертолётного типа относительно посадочной платформы с помощью специальных оптических меток и программ компьютерного зрения. Проведена оценка возможности расчёта углового положения, высоты и расстояния до посадочной платформы в реальном времени на основе обработки изображений бортовым процессором, объединённым с цифровой оптической камерой в единый измерительный блок. Представлены результаты расчёта ориентации самолёта относительно посадочной платформы, движущейся по программной траектории. Моделирование процесса распознавания оптических меток на движущейся платформе с движущегося летательного аппарата подтвердило, что с использованием процессора с программой распознавания и идентификации оптических меток средствами компьютерного зрения и алгоритмами для расчёта положения летательного аппарата относительно посадочной платформы может гарантированно давать достоверную информацию о положении беспилотного летательного аппарата относительно посадочной платформы в реальном времени и использоваться совместно с другими навигационными средствами (или самостоятельно) для обеспечения точной посадки беспилотных летательных аппаратов.

*Беспилотный летательный аппарат; компьютерное зрение; автоматическая посадка; посадочная платформа*

---

**Цитирование:** Гайнутдинова Т.Ю., Новикова С.В., Гайнутдинов В.Г., Трусфус М.В., Литвин В.М. Алгоритмы определения пространственного положения беспилотного летательного аппарата относительно посадочной платформы с использованием компьютерного зрения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 37-51. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-37-51

## **Введение**

Распространённым направлением разработок систем для точной посадки являются алгоритмы определения пространственного положения летательного аппарата (ЛА) относительно посадочной платформы (ПП) с применением компьютерного зрения. Для получения информации о движении палубы корабля используются различные методы, такие как отслеживание посадочных знаков в виде символа Н или Т [1; 2], светящихся источников на палубе [3], использование специального освещения [4] или инфракрасных излучателей на корабле [5; 6; 7]. Процедуры посадки аппаратов вертолётного типа подробно описаны в работах [8; 9]. К визуальным средствам, помогающим пилотам безопасно приземлиться, относится специальное оптическое устройство – гиростабилизированная «линия горизонта» для указания идеального горизонта независимо от углового движения корабля [10; 11].

Большое количество работ посвящено вопросам быстрого обнаружения маркеров с использованием нейронных сетей CNN [12 – 14], SSD [15], YOLO-2 [16 – 18]. Для распознавания посадочных меток для аппаратов самолётного типа приведены алгоритмы обнаружения краёв и линий оптических меток [19 – 20], обнаружения углов [21; 22], обнаружения контуров [23]. Определение аэродинамических характеристик ЛА в лётном эксперименте обсуждается в [24].

При приближении к кораблю в горизонтальном полёте на малых высотах возможность манёвра ограничена вертикальным пространством, в котором бортовая цифровая камера может захватить палубу с посадочной меткой, бортовой компьютер с помощью программ библиотеки открытого ресурса Open\_CV обнаружить и распознать посадочную метку, произвести расчёт по определению положения ЛА, бортовой контроллер выполнить навигационные расчёты. Эти обстоятельства накладывают жёсткие ограничения по времени обнаружения посадочного знака и проведение всех расчётов.

Целью данной работы является выбор процедуры обнаружения посадочной метки по изображению на цифровой камере с использованием программ открытого ресурса Open\_CV и разработка алгоритма расчёта пространственного положения ЛА относительно ПП в режиме реального времени.

## **Постановка задачи**

Для достижения поставленной цели рассматривается решение задач посадки с использованием компьютерного зрения в следующей последовательности:

- а) исследование набора оптических меток, подходящих для посадки аппаратов вертолётного и самолётного типов, отличных от традиционных посадочных знаков Н и Т;
- б) оценка работоспособности программ открытого ресурса Open\_CV для обнаружения метки и разработка процедуры её идентификации;
- в) решение задачи по определению пространственного положения относительно ПП с оптическими метками для ЛА самолётного и вертолётного типов с вертикальной посадкой в режиме реального времени.

### **Исследование набора оптических меток и экспериментальная оценка программы распознавания открытого ресурса Open\_CV**

В качестве оптических посадочных меток рассматривались несколько наборов геометрических фигур. На рис. 1 показана метка в виде двойного креста. Внутри креста черного цвета встроен крест меньшего размера белого цвета. Подобные фигуры легко обнаружить на изображениях с помощью программ открытого ресурса Open\_CV.

Соотношение толщины креста к длине, а также отношение длин внешнего и внутреннего крестов различны. Данные соотношения позволяют точно идентифицировать какой из крестов был обнаружен. Внешний крест большого размера используется для измерения расстояний, когда камера расположена далеко от объекта. При приближении к объекту изображение внешнего креста на каком-то этапе перестаёт полностью попадать в кадр камеры, внутренний крест остаётся в кадре камеры. В случае, если в кадре камеры видны оба креста, вычисление расстояний производится по внешнему кресту. Какой именно крест используется при вычислении расстояний определяется соотношением толщины стороны каждого креста к его длине. В отличие от цветового кодирования такой несложный геометрический подход позволяет применять различные фильтры для обнаружения контуров креста, при использовании которых теряется цветовая информация. С помощью этой метки отработывался алгоритм точной посадки для аппаратов вертолётного типа.

На рис. 2 показана метка, состоящая из квадрата и треугольника с известными геометрическими размерами. Эта метка предназначена для посадки на ПП, имеющую направление посадки, или движущуюся ПП. Комбинация квадрата и треугольника позволяет определить главное направление ПП.



Рис. 1. Оптическая метка – двойной крест

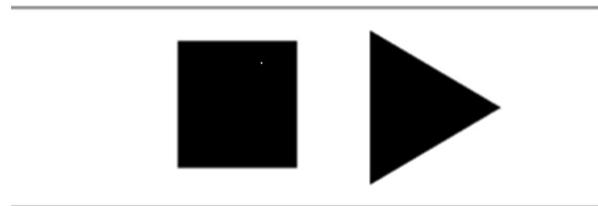


Рис. 2. Оптическая метка – квадрат и треугольник

Алгоритм обнаружения оптической метки на изображении рассмотрим на примере распознавания оптической метки в форме двойного креста. На первом этапе осуществляется фильтрация шумов на изображении путём применения операции размытия с использованием нормализованного блочного фильтра. После размытия цветное изображение преобразуется в оттенки серого цвета по формуле:

$$Y = 0,299R + 0,587G + 0,114B, \quad (1)$$

где  $Y$  – значение компоненты серого цвета преобразованного изображения;  $R, G, B$  – значения компонент красного, зелёного и синего цветов исходного изображения.

Градации серого преобразуются в чёткое очертание изображения креста. Рассматривались несколько алгоритмов и соответствующих программ библиотеки Open\_CV. Метод адаптивной бинаризации, основанный на сравнении интенсивности яркости точки со средней яркостью точек в окрестности заданного размера:

$$B(x, y) = \begin{cases} 1: P(x, y) > M(x, y) - C \\ 0: P(x, y) \leq M(x, y) - C, \end{cases} \quad (2)$$

где  $B(x, y)$  – бинарное значение точки с координатами  $x, y$ ,  $P(x, y)$  – значение яркости точки;  $M(x, y)$  – среднее значение яркости в окрестности точки;  $C$  – константа, определяющая порог бинаризации по яркости.

Для определения среднего значения яркости применяется интегральное представление изображения [25]. Однако такой метод оказался неустойчив к размерам искомого объекта и результат бинаризации был значительно зашумлён, что отчётливо видно на рис. 3, а. Более устойчивым к размерам объекта оказался метод, основанный на применении оператора Собеля [26]. Оператор вычисляет градиент яркости изображения в каждой точке. Так находится направление наибольшего увеличения яркости и величина её изменения в этом направлении. Для реализации обнаружения маркера процедура на основе оператора Собеля применялась к изображению на камере дважды: в вертикальном и горизонтальном направлениях. После этого результат суммировался. В отличие от адаптивной бинаризации контуры обоих изображений крестов маркера получились чёткими. Однако результат содержал шум, который требуется отфильтровывать. Результат применения этой процедуры показан на рис. 3, б.

Наилучший результат по времени обнаружения оптической метки на экране цифровой камеры удалось достичь при применении оператора определения границ Кэнни [27], который также основан на вычислении градиента изображения. Границы отмечаются там, где градиент изображения приобретает максимальное значение. Они могут иметь различное направление, поэтому в алгоритме Кэнни используются четыре фильтра для обнаружения горизонтальных, вертикальных и диагональных рёбер в размытом изображении. В результате получается монохромное изображение, на котором каждый белый пиксель обозначает обнаруженную границу в данной точке на исходном изображении. Результат применения этой процедуры показан на рис. 3, в.

После применения оператора Кэнни осуществляется трассировка вокруг всех белых пикселей и строятся контуры в виде последовательности координат.

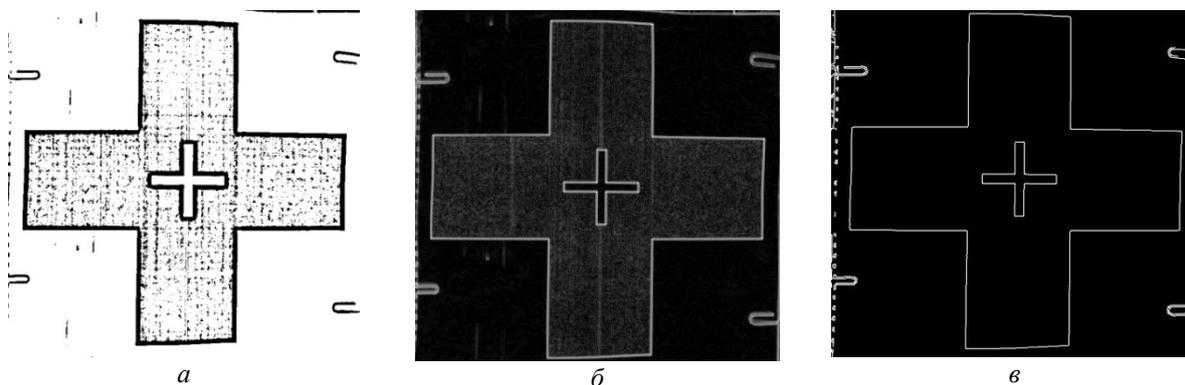


Рис. 3. Результаты применения алгоритмов по распознаванию оптической метки

На следующем этапе осуществляется предварительная фильтрация контуров, а затем выполняется структурный анализ для определения соответствия каждого контура изображению посадочной метки в виде двойного креста.

Программа распознавания реализована на языке Java с использованием библиотеки Open\_CV. Экспериментальные исследования программы производились на компьютере на базе процессора Intel Core i7-4700MQ с тактовой частотой 2,4 ГГц и отдельно на устройстве Raspberry Pi 3 Model B+ на базе процессора Broadcom BCM2837B0 (Cortex-A53) с тактовой частотой 1,4 ГГц, в обоих случаях использовалась одна и та же веб-камера с разрешением матрицы 800×600. Различия между работой программы на компьютере и устройстве выявлено только в частоте обработки кадров. На компьютере величина FPS составила в среднем 29 к/с, на устройстве Raspberry Pi составила 15 к/с.

### Алгоритм расчёта пространственного положения летательного аппарата относительно посадочной платформы

После идентификации посадочной метки бортовой компьютер выполняет расчёт пространственного положения ЛА относительно ПП.

Предлагаемый алгоритм определения пространственного положения беспилотного летательного аппарата (БПЛА) относительно движущейся ПП рассмотрим на примере использования оптической метки, приведённой на рис. 2. Для приближения расчётов по определению пространственного положения ЛА к реальным условиям проведём моделирование движения ПП с посадочной оптической меткой по некоторой программной траектории и следующего за ней на переменных высотах ЛА с цифровой камерой на борту.

Программная траектория движения ПП задаётся координатами контрольных точек  $R_i(x_i, \theta_i, z_i)$  и скоростью  $V_i(V_{x(i)}, \theta, V_{z(i)})$  в горизонтальной плоскости земных координат. Вектор скорости определяется в виде произведения модуля (величины) скорости  $V(t)$  и единичного вектора направления  $e_V(t)$   $V(t) = V(t)e_V(t)$ , где  $t$  – параметр времени  $t = 0 \dots T_0$ . При построении модели программной траектории обеспечивается согласованность по координатам и скорости в контрольных точках и выдерживается заданное изменение скорости движения на всей расчётной траектории движения. Преимущество такой модели программной траектории состоит в том, что текущие координаты, вектор скорости и ускорения определяются параметром времени.

На рис. 4 показан пример расчётной программной траектории движения, на рис. 5 – изменение модуля скорости полёта  $V$  (жирная линия) и изменение компонент скорости  $V_N, V_E$  (тонкая сплошная и пунктирная линии соответственно) в осях  $X - Z$  земной системы координат.

Текущее значение высоты полёта  $H(\bar{t})$  для следующего за ПП ЛА также задаётся значениями в контрольных точках и соотношением  $H(\bar{t}) = H_1 + \frac{1}{2}(H_2 - H_1)[1 - \cos(\pi\bar{t})]$ , определяющим плавное изменение высоты в начале и в конце каждого отрезка программной траектории.

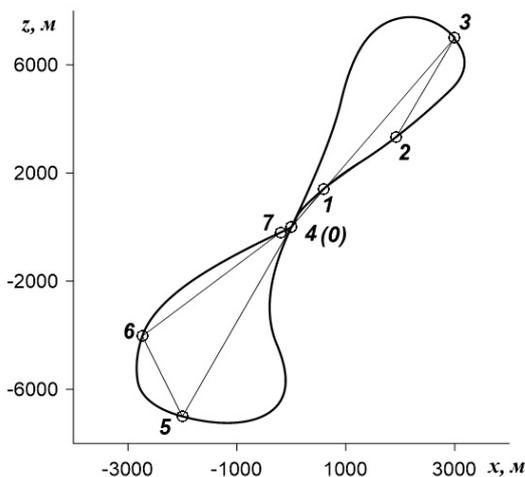


Рис. 4. Программная траектория движения по контрольным точкам

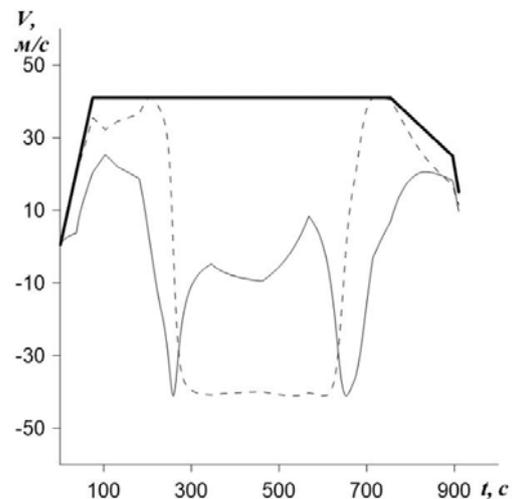


Рис. 5. Изменение скорости движения и её компонент в земных координатах

Величины вертикальной скорости и ускорения определяются следующими соотношениями:

$$V_{up}(\bar{t}) = \frac{1}{2} \left( \frac{H_2 - H_1}{T_0} \right) \sin(\pi \bar{t}); \quad \frac{dV_{up}}{dt} = \frac{1}{2} \left( \frac{H_2 - H_1}{T_0^2} \right) \cos(\pi \bar{t}).$$

Рассмотрим алгоритм процесса восстановления координат угловых точек оптических меток на ПП по значениям координат их изображения на матрице электронной камеры, установленной на борту ЛА, следующего за ПП на разной высоте и с отставанием по времени от ПП на некоторую величину  $\Delta t$ . При полёте ЛА самолётного типа за ПП его угловое положение будет определяться углами тангажа, крена и курсового угла.

Для расчёта углового положения ЛА при моделировании полёта воспользуемся уравнениями траекторного движения:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P \cos \alpha - X_a - mg \sin \vartheta_a; \\ mV\dot{\vartheta}_a &= P \sin \alpha \cos \gamma_a + Y_a \cos \gamma_a - mg \cos \vartheta_a; \\ -mV\dot{\psi}_a \cos \vartheta_a &= P \sin \alpha \sin \gamma_a + Y_a \sin \gamma_a, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\alpha$  – угол атаки;  $\gamma_a$  – скоростной угол крена;  $P$  – тяга движителя;  $m$  – масса ЛА;  $Y_a$  – подъёмная сила;  $X_a$  – сила лобового сопротивления; углы крена  $\vartheta_a$  и рыскания  $\psi_a$  определяются траекторными углами  $\vartheta_a \approx \theta$ ,  $\psi_a \approx \Psi$ ;

$$\begin{aligned} \theta &= \sin^{-1} \left( \frac{dy_g}{dt} / V \right); & \Psi &= -\sin^{-1} \left( \frac{dz_g}{dt} / V \cos \theta \right); & \dot{\theta} &= \left( \frac{d^2 y_g}{dt^2} - \dot{V} \sin \theta \right) / (V \cos \theta), \\ \dot{\Psi} &= - \left( \frac{d^2 x_g}{dt^2} \sin \Psi + \frac{d^2 z_g}{dt^2} \cos \Psi \right) / (V \cos \theta). \end{aligned}$$

Для определения величин  $X_a$ ,  $P$ ,  $Y_a$ ,  $\alpha$ ,  $\gamma_a$  на каждом шаге по времени производится последовательность итерационных вычислений 1 – 5 для уточнения угла атаки  $\alpha$ :

$$\begin{aligned} 0) \quad \gamma_a &= -\tan^{-1} \left[ \dot{\psi}_a \cos \vartheta / \left( V \dot{\vartheta} + g \cos \vartheta \right) \right]; \quad X_a = C_{x0} qS + \frac{k_D (mg)^2}{qS}, \quad \left( q = \rho \frac{V^2}{2}, \alpha = 0 \right); \\ 1) \quad P &= X_a + m\dot{V} + mg \sin \vartheta_a; \\ 2) \quad Y_a &= \left( mg \cos \vartheta_a + mV \dot{\vartheta}_a \right) / \cos \gamma_a - P \sin \alpha; \\ 3) \quad C_{ya} &= Y_a / qS; \\ 4) \quad C_{xa} &= C_{x0} + k_D C_{ya}^2; \\ 5) \quad \alpha &= \frac{C_{ya}}{C_{ya}^\alpha} + \alpha_0, \quad X_a = C_{xa} qS. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь  $S$  – площадь крыла;  $k_D$  – коэффициент отвала поляры самолёта;  $C_{x0}$  – коэффициент (вредного) лобового сопротивления;  $C_{xa}$  – коэффициент лобового сопротивления;  $C_{ya}$  и  $C_{ya}^\alpha$  – коэффициент подъёмной силы и его производная по углу атаки.

Результатом вычислений (4) является матрица угловой ориентации ЛА  $[C'_{ij}]$

$$\begin{bmatrix} \cos \vartheta_a \cos \psi_a & \sin \vartheta_a & -\cos \vartheta_a \sin \psi_a \\ \sin \gamma_a \sin \psi_a - \cos \gamma_a \sin \vartheta_a \cos \psi_a & \cos \gamma_a \cos \vartheta_a & \sin \gamma_a \cos \psi_a + \cos \gamma_a \sin \vartheta_a \sin \psi_a \\ \cos \gamma_a \sin \psi_a + \sin \gamma_a \sin \vartheta_a \cos \psi_a & -\sin \gamma_a \cos \vartheta_a & \cos \gamma_a \cos \psi_a - \sin \gamma_a \sin \vartheta_a \sin \psi_a \end{bmatrix}. \quad (5)$$

В расчётной модели движения позиция ЛА относительно посадочной платформы параметром опережения (отставания) от неё по времени  $\Delta \bar{t}$  и ненулевой высотой  $H(\bar{t})$ . Координаты  $x_i, z_i$  угловых точек изображения на экране-матрице электронной камеры вычисляются по следующим соотношениям:

$$\mathbf{r}_i = \mathbf{R}_C + \left[ \frac{f}{(\mathbf{R}_C - \mathbf{R}_i) \mathbf{n}} \right] (\mathbf{R}_C - \mathbf{R}_i), \quad x_i = \mathbf{r}_i \cdot \mathbf{e}_1, \quad z_i = \mathbf{r}_i \cdot \mathbf{e}_3, \quad (6)$$

где  $\mathbf{R}_C$  – радиус-вектор координат точки схода  $C$  на рис. 6;  $\mathbf{R}_i$  – координаты угловых точек оптической метки в осях ПП;  $f$  – фокусное расстояние камеры, компоненты вектора нормали  $\mathbf{n}(c_{21}, c_{22}, c_{23})$  к плоскости экрана-матрицы определяются элементами второй строки матрицы косинусов ЛА  $[C^*_{ij}]$  относительно ПП, компоненты единичных векторов экрана матрицы  $\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_3$  определяются элементами первой и третьей строки матрицы  $[C^*_{ij}]$ :  $\mathbf{e}_1(c_{11}, c_{12}, c_{13})$ ,  $\mathbf{e}_3(c_{31}, c_{32}, c_{33})$ . Для вычисления  $[C^*_{ij}]$  используются рассчитанные матрицы ориентации ЛА  $[C'_{ij}]$  и матрица ориентации ПП  $[C^{\text{ПП}}_{ij}]$  в осях земной системы координат.

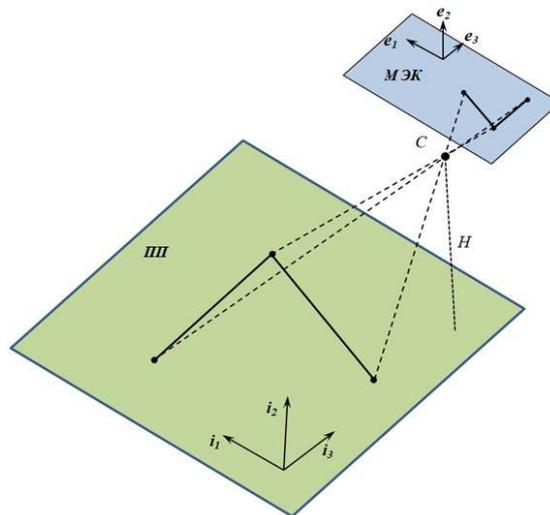


Рис. 6. Координаты точек на посадочной платформе и в плоскости экрана камеры

На экране-матрице бортовой цифровой камеры распознанное изображение квадратной оптической метки представляет собой четырёхугольник, как показано на рис. 7.

Для перевода целочисленных «пиксельных» координат  $u$  и  $v$  (точки на экране-матрице отсчитываются с левого верхнего угла, рис. 7) в физические координаты  $x$  и  $z$  экрана используются следующие соотношения (прямое и обратное):

$$\begin{bmatrix} x \\ z \end{bmatrix} = \frac{1}{s_x s_z} \begin{bmatrix} s_z & -\chi \\ 0 & s_x \end{bmatrix} \left( \begin{bmatrix} u \\ v \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} u_0 \\ v_0 \end{bmatrix} \right), \quad \begin{bmatrix} u \\ v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_x & \chi \\ 0 & s_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_0 \\ v_0 \end{bmatrix}, \quad (7)$$

где  $s_x, s_z$  (1/м) – константы перевода физических размеров (1 м на матрице электронной камеры соответствует количеству пикселей  $S_x, S_z$  по ширине и высоте матрицы),  $u_0, v_0$  – учитывают смещение начала отсчёта пиксел в левый верхний угол экрана,  $\chi$  учитывает неортогональность осей камеры.

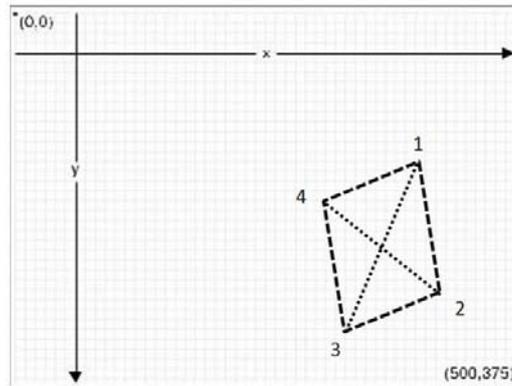


Рис. 7. Пиксельные координаты точек изображения квадратной метки

Отрезки линий, соединяющие угловые точки  $i - j$  квадратной оптической метки на ПП, определяются в осях камеры  $e_1, e_2, e_3$  следующим соотношением:

$$\bar{\mathbf{R}}_{i-j} = \bar{\mathbf{R}}_i - \bar{\mathbf{R}}_j = H \left[ e_1 (b_i x_i - b_j x_j) - e_2 f (b_i - b_j) + e_3 (b_i z_i - b_j z_j) \right], \quad (8)$$

где  $b_{i(j)} = 1 / (c_{12} x_{i(j)} + c_{22} f + c_{23} z_{i(j)})$ .

Соотношение (8) получено при допущении  $c_{22} \leq 1$  и  $H \gg f$ , где  $H$  – высота ЛА над ПП (рис. 6).

Поскольку для квадратной оптической метки на ПП эти отрезки ортогональны друг другу, то это условие, представленное в виде нормированных скалярных произведений, используется для определения углов  $\gamma$  и  $\vartheta$ :

$$f_1(\gamma, \vartheta) = \frac{\bar{\mathbf{R}}_{12} \bar{\mathbf{R}}_{23}}{L_{12} L_{23}} = 0, \quad f_2(\gamma, \vartheta) = \frac{\bar{\mathbf{R}}_{13} \bar{\mathbf{R}}_{24}}{L_{13} L_{24}} = 0. \quad (9)$$

В соотношении (9) величина  $H$  исключена и в расчётах на этом этапе используются только значения экранных координат угловых точек  $x_i$  и  $z_i$  распознанного изображения квадрата. Нелинейные уравнения (9) тождественно выполняются при условии, что углы  $\mathcal{G}$  и  $\gamma$  известны, а в алгоритме используются для их итерационного вычисления. Для уточнения  $\mathcal{G}$  и  $\gamma$  формируется следующее итерационное соотношение:

$$\begin{Bmatrix} \gamma_{(k+1)} \\ \mathcal{G}_{(k+1)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \gamma_{(k)} \\ \mathcal{G}_{(k)} \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} \partial f_1 / \partial \gamma & \partial f_1 / \partial \mathcal{G} \\ \partial f_2 / \partial \gamma & \partial f_2 / \partial \mathcal{G} \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} f_1(\gamma_{(k)}, \mathcal{G}_{(k)}) \\ f_2(\gamma_{(k)}, \mathcal{G}_{(k)}) \end{Bmatrix}, \quad (10)$$

где  $k$  – номер итерации.

После вычисления  $\mathcal{G}$ ,  $\gamma$  определяется матрица косинусов  $[C_{ij}]_{\gamma, \mathcal{G}}$ :

$$[C_{ij}]_{\gamma, \mathcal{G}} = \begin{bmatrix} \cos \mathcal{G} & \sin \mathcal{G} & 0 \\ -\cos \gamma \sin \mathcal{G} & \cos \gamma \cos \mathcal{G} & \sin \gamma \\ \sin \gamma \sin \mathcal{G} & -\sin \gamma \cos \mathcal{G} & \cos \gamma \end{bmatrix}. \quad (11)$$

Для вычисления квадрата высоты ( $H^2$ ) можно использовать соотношение (8) для любой пары угловых точек, возведенное в квадрат. Для вычисления курсового угла  $\psi$  используются следующие соотношения:

$$\sin \psi = |\bar{\mathbf{e}}_{12} \times \mathbf{e}_{12}| = |\bar{\mathbf{e}}_{23} \times \mathbf{e}_{23}|, \quad \cos \psi = \bar{\mathbf{e}}_{12} \mathbf{e}_{12} = \bar{\mathbf{e}}_{23} \mathbf{e}_{23}, \quad (12)$$

где  $\bar{\mathbf{e}}_{12}$ ,  $\mathbf{e}_{12}$ ,  $\bar{\mathbf{e}}_{23}$ ,  $\mathbf{e}_{23}$  – единичные векторы, полученные нормированием векторов  $\bar{\mathbf{R}}_{12}$ ,  $\bar{\mathbf{R}}_{23}$  из соотношений (8) и нормированием векторов  $\mathbf{R}_{12}$ ,  $\mathbf{R}_{23}$ , определённых в осях  $i_1$ ,  $i_2$ ,  $i_3$  на ПП.

Алгоритм точности и скорости оценки позиционирования ЛА относительно ПП зависит от точности и скорости решения нелинейного уравнения (10) по определению углов  $\mathcal{G}$ ,  $\gamma$ . Учитывая, что все вычисления в алгоритме сводятся к арифметическим операциям сложения и умножения, расчёты в блоке компьютерного зрения с отдельным процессором обеспечивают поступление расчётных данных о позиционировании ЛА относительно ПП в программу бортового контроллера автоматического управления для навигационных расчётов в пределах отведённого на это интервала времени.

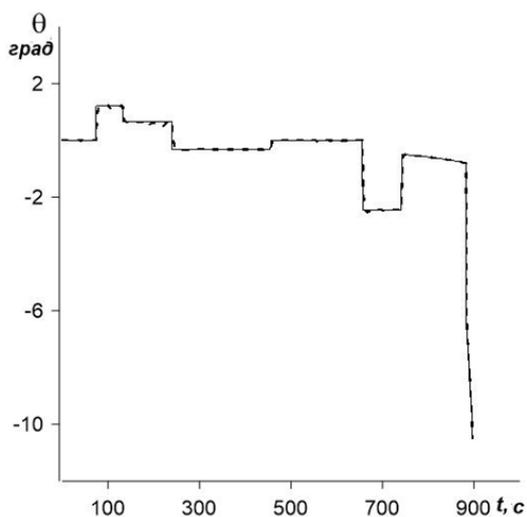
### Моделирование процедуры расчёта пространственного положения летательного аппарата относительно движущейся посадочной платформы

Расчётные исследования показали, что в диапазоне отклонения начального значения при решении нелинейной задачи (10) в пределах  $\pm 0,3$  рад ( $\pm 18^\circ$ ) для  $\mathcal{G}$  или  $\gamma$  итерационный процесс решения (10) монотонно и гарантированно сходится к точному решению за 15-20 итераций. Учитывая, что ПП морского базирования имеют ограниченный крен и дифферент, за начальные значения углового положения  $\mathcal{G}_{(0)}$  и  $\gamma_{(0)}$  относительно ПП можно брать значения угла крена и тангажа относительно земной

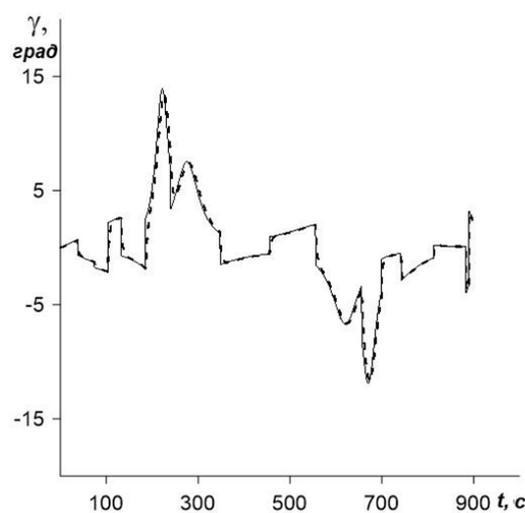
нормальной системы координат, рассчитываемые в блоке инерциальной навигационной системы.

На рис. 8, 9 показаны восстановленные по изображению значения углов  $\vartheta$  или  $\gamma$  относительно ПП при полёте ЛА за ПП, движущейся по программной траектории. Сплошной линией показаны значения, вычисленные по уравнениям программной траектории, пунктирной линией – восстановленные по координатам угловых точек изображения квадратной оптической метки на ПП размером  $5 \times 5$  м. Для ускорения сходимости решения уравнений (10) за начальные значения углов  $\vartheta_{(0)}$  и  $\gamma_{(0)}$  в каждом последующем расчёте принимались восстановленные значения  $\vartheta$  и  $\gamma$  предыдущего навигационного расчёта.

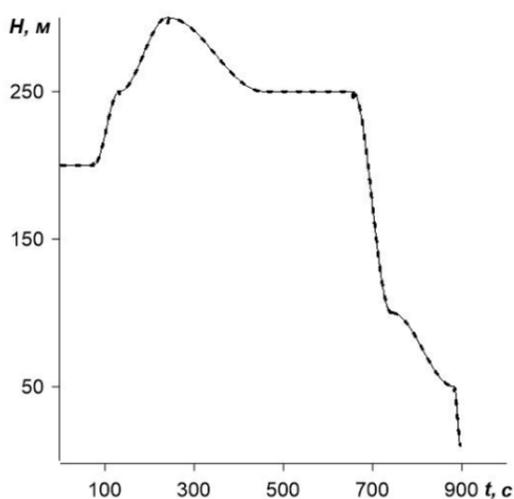
На рис. 10, 11 показаны аналогичные графики для рассчитанного положения ЛА относительно ПП по высоте и по курсу.



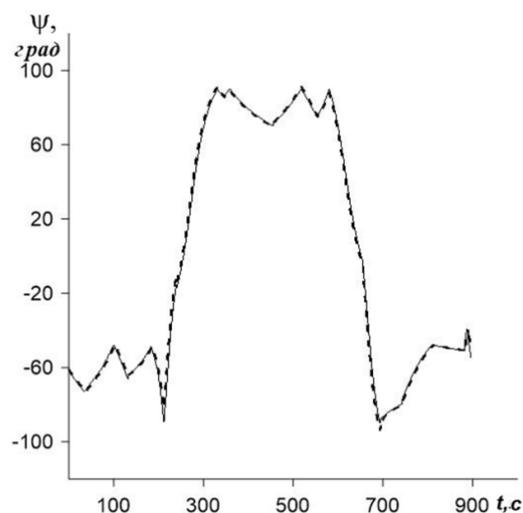
*Рис. 8. Изменение угла тангажа по программной траектории*



*Рис. 9. Изменение угла крена по программной траектории*



*Рис. 10. Изменение высоты полёта по программной траектории*



*Рис. 11. Изменение курса по программной траектории*

## Заключение

Разработанный алгоритм определения пространственного положения ЛА с использованием оптической метки в виде квадрата и треугольника с известными размерами позволяет гарантированно предоставлять достоверную информацию о позиционировании БПЛА относительно ПП в режиме реального времени и может быть использован в системе компьютерного зрения независимо или совместно с другими навигационными средствами для обеспечения точной посадки ЛА самолётного и вертолётного типов.

Авторами данной статьи получен патент на способ точной посадки БПЛА путём измерения угловой ориентации БПЛА и расстояния относительно ПП [28], в котором для посадки ЛА самолётного типа предлагается использовать метку квадратной формы заданного размера и треугольник, которые в совокупности определяют направление движения ПП.

## Библиографический список

1. Sanchez-Lopez J.L., Pestana J., Saripalli S., Campoy P. An approach toward visual autonomous ship board landing of a VTOL UAV // *Journal of Intelligent & Robotic Systems*. 2014. V. 74. P. 113-127. DOI: 10.1007/s10846-013-9926-3
2. Xu G., Zhang Y., Ji S., Cheng Y., Tian Y. Research on computer vision-based for UAV autonomous landing on a ship // *Pattern Recognition Letters*. 2009. V. 30, Iss. 6. P. 600-605. DOI: 10.1016/j.patrec.2008.12.011
3. Truong Q.H., Rakotomamonjy T., Taghizad A., Biannic J.-M. Vision-based control for helicopter ship landing with handling qualities constraints // *IFAC-PapersOnLine*. 2016. V. 49, Iss. 17. P. 118-123. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.09.021
4. Holmes W.K., Langelaan J.W. Autonomous ship-board landing using monocular vision // *Proceedings of the AHS 72th Annual Forum (May, 17-19, 2016, West Palm Beach, Florida)*. V. 2.
5. Meng Y., Wang W., Han H., Ban J. A visual/inertial integrated landing guidance method for UAV landing on the ship // *Aerospace Science and Technology*. 2019. V. 85. P. 474-480. DOI: 10.1016/j.ast.2018.12.030
6. Yakimenko O.A., Kaminer I.I., Lentz W.J., Ghyzel P.A. Unmanned aircraft navigation for shipboard landing using infrared vision // *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 2002. V. 38, Iss. 4. P. 1181-1200. DOI: 10.1109/taes.2002.1145742
7. Агеев А.М., Бондарев В.Г., Проценко В.В. Обоснование выбора источников излучения для системы технического зрения в задаче автоматической посадки беспилотных летательных аппаратов // *Компьютерная оптика*. 2022. Т. 46, № 2. С. 239-245. DOI: 10.18287/2412-6179-CO-875
8. Lumsden B., Wilkinson C., Padfield G. Challenges at the helicopter-ship dynamic interface // *24th European Rotorcraft Forum (September, 15-17, 1998, Marseilles, France)*.
9. Colwell J. Maritime helicopter ship motion criteria. Challenges for operational guidance. <http://resolver.tudelft.nl/uuid:01b52b50-e242-457d-854d-907b5e04faf1>
10. Stingl A.L. Vtol aircraft flight system. US Patent, no. 3473232, 1969. (Publ. 21.10.1969)
11. MPP-02 V. I. Helicopter operations from ships other than aircraft carriers (HOSTAC). NATO, 2017.
12. Girshick R., Donahue J., Darrell T., Malik J. Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation // *Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (June, 23-28, 2014, Columbus, OH, USA)*. DOI: 10.1109/cvpr.2014.81

13. Girshick R. Fast R-CNN // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision (December, 07-13, 2015, Santiago, Chile). DOI: 10.1109/iccv.2015.169
14. Ren S., He K., Girshick R., Sun J. Faster R-CNN: towards real-time object detection with region proposal networks // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 2017. V. 39, Iss. 6. P. 1137-1149. DOI: 10.1109/tpami.2016.2577031
15. Liu W., Anguelov D., Erhan D., Szegedy C., Reed S., Fu C.-Y., Berg A.C. SSD: Single shot multibox detector // Lecture Notes in Computer Science. 2016. V. 9905. P. 21-37. DOI: 10.1007/978-3-319-46448-0\_2
16. Redmon J., Divvala S., Girshick R., Farhadi A. You only look once: Unified, real-time object detection // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (June, 27-30, 2016, Las Vegas, NV, USA). DOI: 10.1109/cvpr.2016.91
17. Redmon J., Farhadi A. YOLO9000: better, faster, stronger // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (July, 21-26, 2017, Honolulu, HI, USA). DOI: 10.1109/cvpr.2017.690
18. Redmon J., Farhadi A. Yolov 3: An incremental improvement. Tech. report, arXiv: 1804.02767 [cs.CV], 2018. DOI: 10.48550/arXiv.1804.02767
19. Benjdira B., Khursheed T., Koubaa A., Ammar A., Ouni K. Car detection using unmanned aerial vehicles: Comparison between faster R-CNN and YOLOv3 // 1st International Conference on Unmanned Vehicle Systems-Oman (UVS) (February, 05-07, 2019, Muscat, Oman). DOI: 10.1109/uvs.2019.8658300
20. Zishan W., Shunliang P., Zishan S., Weiqun S. Computer vision scheme for autonomous landing of unmanned helicopter on ship deck // Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics. 2007. V. 33, Iss. 6.
21. Wang X.-J., Pan S.-L., Song Z.-S., Shen W.-Q. Vision based analytic 3D measurement algorithm for the autonomous landing of unmanned helicopter on ship deck // Optical Technique. 2007. V. 33. P. 264-267.
22. Sharp C.S., Shakernia O., Sastry S.S. A vision system for landing an unmanned aerial vehicle // Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA 2001) (May, 21-26, 2001, Seoul, Korea (South)). DOI: 10.1109/robot.2001.932859
23. Shiqing L., Chunhua H., Jihong Z. A Method for estimating position and orientation of an unmanned helicopter based on vanishing line information // Computer Engineering and Applications. 2004. V. 9.
24. Лукьянов О.Е., Золотов Д.В., Эспиноса Барсенас О.У., Комаров В.А. Определение аэродинамических характеристик малоразмерных беспилотных летательных аппаратов в лётном эксперименте // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 59-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-59-74
25. Tapia E. A note on the computation of high-dimensional integral images // Pattern Recognition Letters. 2011. V. 32, Iss. 2. P. 197-201. DOI: 10.1016/j.patrec.2010.10.007
26. Jähne B., Scharr H., Körkel S. Principles of filter design // Handbook of Computer Vision and Applications. V. 2. Signal Processing and Pattern Recognition. Academic Press, 1999. P. 125-151.
27. Canny J. A computational approach to edge detection // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 1986. V. 8, Iss. 6. P. 679-698. DOI: 10.1109/tpami.1986.4767851
28. Гайнутдинова Т.Ю., Гайнутдинов В.Г., Латыпов Р.Р., Мухаметзянов Ф.Ф. Способ точной посадки беспилотного летательного аппарата и устройство для реализации способа: патент РФ № 2773978; опубл. 14.06.2022; бюл. № 17.

## ALGORITHMS FOR DETERMINING THE ATTITUDE POSITION OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE RELATIVE TO THE LANDING PLATFORM BY USING COMPUTER VISION

© 2023

- T. Yu. Gainutdinova** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Construction and Design of Aircraft; Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation; [tgainut@mail.ru](mailto:tgainut@mail.ru)
- S. V. Novikova** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Construction and Design of Aircraft; Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation; [sweeta72@bk.ru](mailto:sweeta72@bk.ru)
- V. G. Gainutdinov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department of Construction and Design of Aircraft; Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation; [gainut@mail.ru](mailto:gainut@mail.ru)
- M. V. Trusfus** Engineer, Department of Construction and Design of Aircraft; Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation; [mtrusfus@yandex.ru](mailto:mtrusfus@yandex.ru)
- V. M. Litvin** Engineer, Department of Construction and Design of Aircraft; Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, Russian Federation; [litwin@mail.ru](mailto:litwin@mail.ru)

Algorithms for determining the attitude position of an aircraft or helicopter-type unmanned aerial vehicle relative to the landing platform with special optical marks are considered. An assessment is made of the possibility of calculating the angular position, height and distance to the landing platform in real time based on image processing by a separate on-board processor combined with a digital optical camera into a single measuring unit. The results of calculating the aircraft attitude relative to the landing platform moving along a program trajectory using computer vision algorithms are presented. Simulation of the process of recognizing optical marks on a moving platform from a moving aircraft confirmed that using a processor with a program for recognizing and identifying optical marks by using computer vision and algorithms for calculating the position of the aircraft relative to landing platforms can assuredly provide reliable information about the positioning of an unmanned aerial vehicle relative to the landing platform in real time and can be used in conjunction with other navigation aids (or independently) to ensure accurate landing of unmanned aircraft.

*Unmanned aerial vehicles; computer vision; automatic landing; landing platform*

---

*Citation:* Gainutdinova T.Yu., Novikova S.V., Gainutdinov V.G., Trusfus M.V., Litvin V.M. Algorithms for determining the attitude position of an unmanned aerial vehicle relative to the landing platform by using computer vision. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 37-51. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-37-51

### References

1. Sanchez-Lopez J.L., Pestana J., Saripalli S., Campoy P. An approach toward visual autonomous ship board landing of a VTOL UAV. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*. 2014. V. 74. P. 113-127. DOI: 10.1007/s10846-013-9926-3
2. Xu G., Zhang Y., Ji S., Cheng Y., Tian Y. Research on computer vision-based for UAV autonomous landing on a ship. *Pattern Recognition Letters*. 2009. V. 30, Iss. 6. P. 600-605. DOI: 10.1016/j.patrec.2008.12.011

3. Truong Q.H., Rakotomamonjy T., Taghizad A., Biannic J.-M. Vision-based control for helicopter ship landing with handling qualities constraints. *IFAC-PapersOnLine*. 2016. V. 49, Iss. 17. P. 118-123. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.09.021
4. Holmes W.K., Langelaan J.W. Autonomous ship-board landing using monocular vision. *Proceedings of the AHS 72th Annual Forum (May, 17-19, 2016, West Palm Beach, Florida)*. V. 2.
5. Meng Y., Wang W., Han H., Ban J. A visual/inertial integrated landing guidance method for UAV landing on the ship. *Aerospace Science and Technology*. 2019. V. 85. P. 474-480. DOI: 10.1016/j.ast.2018.12.030
6. Yakimenko O.A., Kaminer I.I., Lentz W.J., Ghyzel P.A. Unmanned aircraft navigation for shipboard landing using infrared vision. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 2002. V. 38, Iss. 4. P. 1181-1200. DOI: 10.1109/taes.2002.1145742
7. Ageev A.M., Bondarev V.G., Protsenko V.V. Justification of the choice of radiation sources for a computer vision system in the problem of automatic landing of unmanned aerial vehicles. *Computer Optics*. 2022. V. 46, no. 2. P. 239-245. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-6179-CO-875
8. Lumsden B., Wilkinson C., Padfield G. Challenges at the helicopter-ship dynamic interface. *24th European Rotorcraft Forum (September, 15-17, 1998, Marseilles, France)*.
9. Colwell J. Maritime helicopter ship motion criteria. Challenges for operational guidance. Available at: <http://resolver.tudelft.nl/uuid:01b52b50-e242-457d-854d-907b5e04faf1>
10. Stingl A.L. Vtol aircraft flight system. US Patent, no. 3473232, 1969. (Publ. 21.10.1969)
11. MPP-02 V. I. Helicopter operations from ships other than aircraft carriers (HOSTAC). NATO, 2017.
12. Girshick R., Donahue J., Darrell T., Malik J. Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation. *Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (June, 23-28, 2014, Columbus, OH, USA)*. DOI: 10.1109/cvpr.2014.81
13. Girshick R. Fast R-CNN. *Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision (December, 07-13, 2015, Santiago, Chile)*. DOI: 10.1109/iccv.2015.169
14. Ren S., He K., Girshick R., Sun J. Faster R-CNN: towards real-time object detection with region proposal networks. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*. 2017. V. 39, Iss. 6. P. 1137-1149. DOI: 10.1109/tpami.2016.2577031
15. Liu W., Anguelov D., Erhan D., Szegedy C., Reed S., Fu C.-Y., Berg A.C. SSD: Single shot multibox detector. *Lecture Notes in Computer Science*. 2016. V. 9905. P. 21-37. DOI: 10.1007/978-3-319-46448-0\_2
16. Redmon J., Divvala S., Girshick R., Farhadi A. You only look once: Unified, real-time object detection. *Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (June, 27-30, 2016, Las Vegas, NV, USA)*. DOI: 10.1109/cvpr.2016.91
17. Redmon J., Farhadi A. YOLO9000: better, faster, stronger. *Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (July, 21-26, 2017, Honolulu, HI, USA)*. DOI: 10.1109/cvpr.2017.690
18. Redmon J., Farhadi A. Yolov 3: An incremental improvement. Tech. report, arXiv: 1804.02767 [cs.CV], 2018. DOI: 10.48550/arXiv.1804.02767
19. Benjdira B., Khursheed T., Koubaa A., Ammar A., Ouni K. Car detection using unmanned aerial vehicles: Comparison between faster R-CNN and YOLOv3. *1st International Conference on Unmanned Vehicle Systems-Oman (UVS) (February, 05-07, 2019, Muscat, Oman)*. DOI: 10.1109/uv.2019.8658300

20. Zishan W., Shunliang P., Zishan S., Weiqun S. Computer vision scheme for autonomous landing of unmanned helicopter on ship deck. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*. 2007. V. 33, Iss. 6.
21. Wang X.-J., Pan S.-L., Song Z.-S., Shen W.-Q. Vision based analytic 3D measurement algorithm for the autonomous landing of unmanned helicopter on ship deck. *Optical Technique*. 2007. V. 33. P. 264-267.
22. Sharp C.S., Shakernia O., Sastry S.S. A vision system for landing an unmanned aerial vehicle. *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA 2001) (May, 21-26, 2001, Seoul, Korea (South))*. DOI: 10.1109/robot.2001.932859
23. Shiqing L., Chunhua H., Jihong Z. A Method for estimating position and orientation of an unmanned helicopter based on vanishing line information. *Computer Engineering and Applications*. 2004. V. 9.
24. Lukyanov O.E., Zolotov D.V., Espinosa Barsenas O.U., Komarov V.A. Determining aerodynamic characteristics of small unmanned aerial vehicles involving flight experiment. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 59-74. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-59-74
25. Tapia E. A note on the computation of high-dimensional integral images. *Pattern Recognition Letters*. 2011. V. 32, Iss. 2. P. 197-201. DOI: 10.1016/j.patrec.2010.10.007
26. Jähne B., Schar H., Körkel S. Principles of filter design. *Handbook of Computer Vision and Applications*. V. 2. Signal Processing and Pattern Recognition. Academic Press, 1999. P. 125-151.
27. Canny J. A computational approach to edge detection. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*. 1986. V. 8, Iss. 6. P. 679-698. DOI: 10.1109/tpami.1986.4767851
28. Gainutdinova T.Yu., Gainutdinov V.G., Latypov R.R., Mukhametzianov F.F. *Sposob tochnoy posadki bespilotnogo letatel'nogo apparata i ustroystvo dlya realizatsii sposoba* [Method for accurate landing of an unmanned aerial vehicle and device for implementing the method]. Patent RF, no. 2773978, 2022. (Publ. 14.06.2022, bull. no. 17)

## ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ НАПРАВЛЕННЫХ НЕПОДВИЖНЫХ АНТЕНН ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ РАДИОЛИНИИ СВЯЗИ НА МАЛОМ КОСМИЧЕСКОМ АППАРАТЕ «АИСТ-2Т»

© 2023

- В. В. Еремина** инженер;  
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;  
[vaeremina@yandex.ru](mailto:vaeremina@yandex.ru)
- И. О. Ерков** инженер-конструктор;  
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;  
[erkov.io@gmail.com](mailto:erkov.io@gmail.com)
- А. А. Журавлев** кандидат технических наук, ведущий специалист;  
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;  
[Zhuravlev.aa@samspace.ru](mailto:Zhuravlev.aa@samspace.ru)
- И. В. Маслов** начальник сектора;  
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;  
[macloff@mail.ru](mailto:macloff@mail.ru)
- Н. И. Пыринов** начальник сектора;  
АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара;  
[pyrinov@samspace.ru](mailto:pyrinov@samspace.ru)

Правильная установка антенно-фидерных устройств на борт малого космического аппарата и выбор их параметров позволяют обеспечить решение целевых задач с высоким качеством. Рассмотрены основные проблемные вопросы размещения АФУ бортовой аппаратуры радиолинии передачи целевой информации на МКА «АИСТ-2Т» и принятые проектные решения.

*Малый космический аппарат; радиолиния передачи целевой информации; узконаправленная антенна*

---

**Цитирование:** Еремина В.В., Ерков И.О., Журавлев А.А., Маслов И.В., Пыринов Н.И. Особенности применения направленных неподвижных антенн высокоскоростной радиолинии связи на малом космическом аппарате «АИСТ-2Т» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 52-58. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-52-58

### Введение

В апреле 2016 года на орбиту Земли успешно был выведен малый космический аппарат (МКА) «АИСТ-2Д», оснащённый оптико-электронной аппаратурой высокого разрешения «Аврора», бистатическим радиолокационным комплексом Р-диапазона частот, научной аппаратурой и бортовой аппаратурой радиолинии передачи целевой информации (БА РЛЦИ) на Землю. Передача информации осуществляется в X-диапазоне. При передаче на пункт приёма информации (ППИ) антенно-фидерное устройство (АФУ) БА РЛЦИ формирует диаграмму направленности специального вида (косеканс) с зоной обслуживания плюс/минус 70 градусов, при коэффициенте усиления (КУ) 0,5...7 дБ, обеспечивая при этом возможность передавать целевую информацию со скоростью до 150 Мбит/с (модуляция QPSK, символьная скорость 85 Мбит/с) на правой или левой эллиптической поляризации. Дальнейшее повышение скорости передачи информации возможно только путём перехода с вида модуляции QPSK на 8PSK, 16APSK и увеличением тактовой частоты (с 85 МГц до 200 МГц, например), что влечёт необходимость увеличения отношения сигнал/шум в радиолинии. Одним из вариантов повышения отношения сигнал/шум является увеличение КУ антенны. Однако дальнейшее увеличение КУ АФУ возможно только при использовании направленных антенн с

наведением. На МКА «АИСТ-2Т» ввиду технических проблем обеспечения наведения антенного устройства (АУ) в сжатые сроки было решено использовать две жёстко закреплённые на силовой части корпуса МКА узконаправленные рупорные антенны с обеспечением наведения АУ на ППИ средствами МКА. Применение двух антенн обусловлено необходимостью удвоения полезной скорости передачи информации, а также повышением надёжности РЛЦИ и конструктивными особенностями МКА «АИСТ-2Т». На рис. 1 представлен общий вид МКА «АИСТ-2Т» с установленными АФУ БА РЛЦИ. Передача данных на наземный пункт приёма информации должна осуществляться на солнечно-синхронной околокруговой орбите со средней высотой в диапазоне высот от 350 до 500 км одновременно двумя АФУ на одной несущей частоте на встречных поляризациях. Максимально достижимая техническая скорость при этом составит  $2 \times 800$  Мбит/с (информационная  $2 \times 720$  Мбит/с). Необходимость наведения электрической оси диаграммы направленности АФУ на ППИ за счёт программных разворотов МКА с погрешностью не более  $\pm 2^\circ$  (КУ достигает максимального значения) является недостатком, оказывающим существенное влияние на циклограмму его работы.

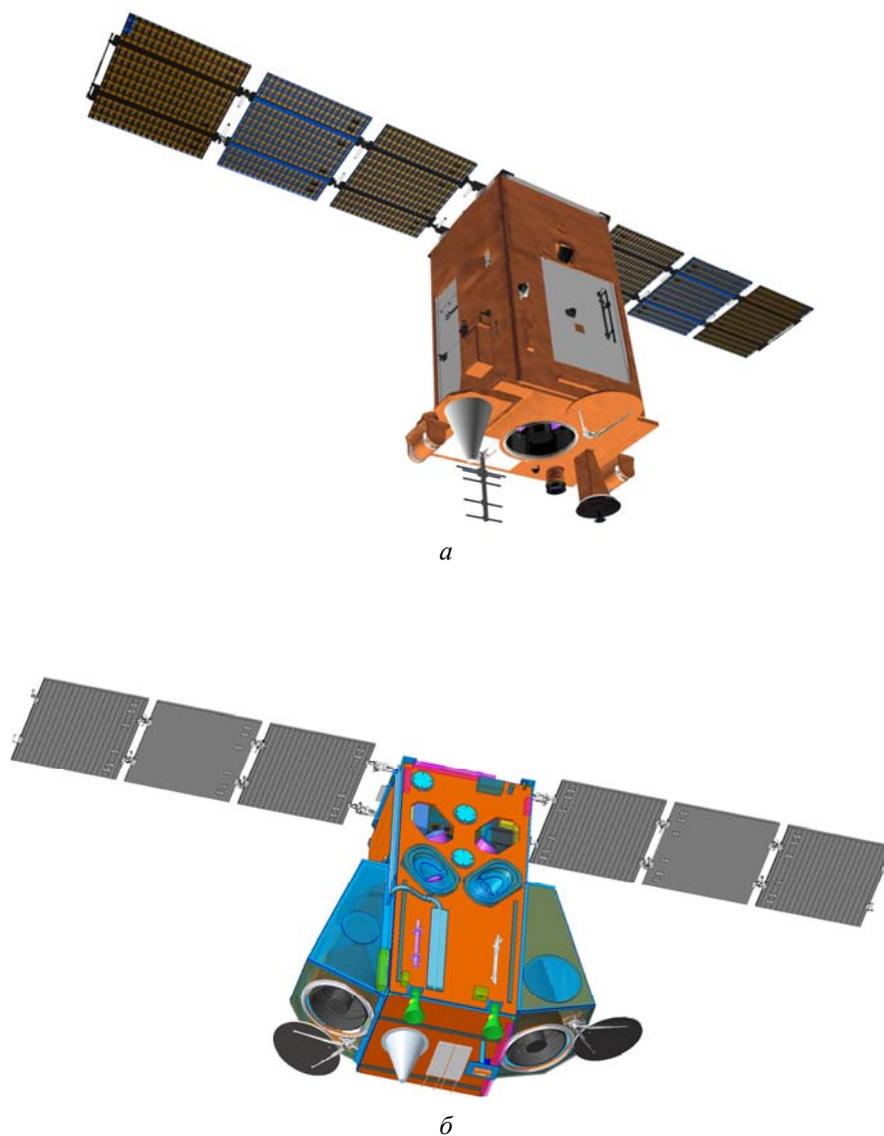


Рис. 1. Общий вид МКА «АИСТ-2Д» (а) и МКА «АИСТ-2Т» (б), с установленными антенно-фидерными устройствами радиолиний передачи целевой информации

### Особенности применения антенного устройства на МКА «АИСТ-2Т»

В процессе проектирования решались следующие задачи:

1. Максимальное разнесение двух АФУ на нижней панели МКА.
2. Наведение АУ на ППИ с погрешностью не более  $\pm 2$  градуса.
3. Реализация режима одновременной съёмки и передачи информации на ППИ.

Первая задача была решена размещением АФУ на кронштейнах на боковой панели, т.к. разместить их в противоположных углах нижней панели МКА не представлялось возможным. Антенны были размещены на расстоянии около 600 мм. Данное ограничение необходимо с целью исключения взаимного влияния АФУ на форму диаграммы направленности (ДН) АФУ. При проведении лётных испытаний будет сделан окончательный вывод о возможности работы БА РЛЦИ по двум каналам одновременно.

Решение второй задачи связано с особенностями реализации исполнительных механизмов системы управления движением (СУД) МКА. Если на максимальных дальностях наведение и отслеживание ППИ не вызывает затруднений, то при пролёте вблизи ППИ требуемая скорость отслеживания возрастает с 0,2 до 0,93°/с для высоты 500 км и до 1,31°/с для высоты 350 км, что с небольшим запасом реализуется средствами СУД. Однако на высотах ниже 490 км имеет место недостаточное угловое ускорение для отслеживания ППИ при пролёте при углах тангажа от  $\pm 20^\circ$  до  $\pm 38^\circ$  и крена  $\pm 20^\circ$ . Потребные угловые скорости и ускорения для отслеживания ППИ «Самара» в зависимости от прохождения трассы полёта МКА для вариантов рабочих орбит со средней высотой 490 и 400 км приведены на рис. 2, 3 соответственно.

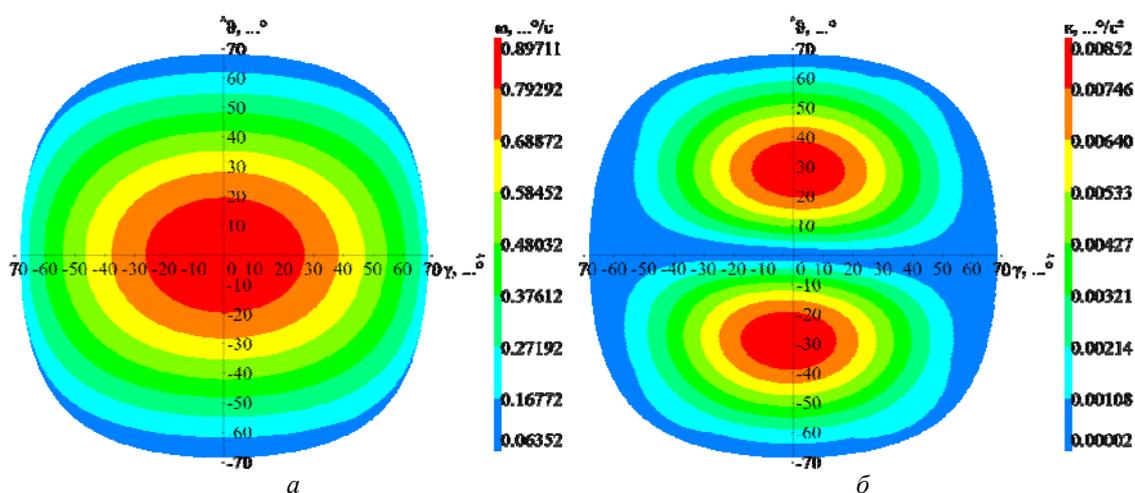


Рис. 2. Требуемая угловая скорость (а) и требуемое угловое ускорение (б) для рабочей орбиты со средней высотой 490 км

Из представленных диаграмм на рис. 2 видно, что максимальная угловая скорость 0,9°/с должна быть обеспечена при угле тангажа не более  $\pm 20$  градусов и угле крена  $\pm 27$  градусов. Требуемое угловое ускорение составляет не более 0,008°/с<sup>2</sup> и располагается при углах тангажа от  $\pm 20$  до  $\pm 38$  градусов. Представленные значения СУД МКА для высоты орбиты 490 км позволяет выполнить в полном объеме.

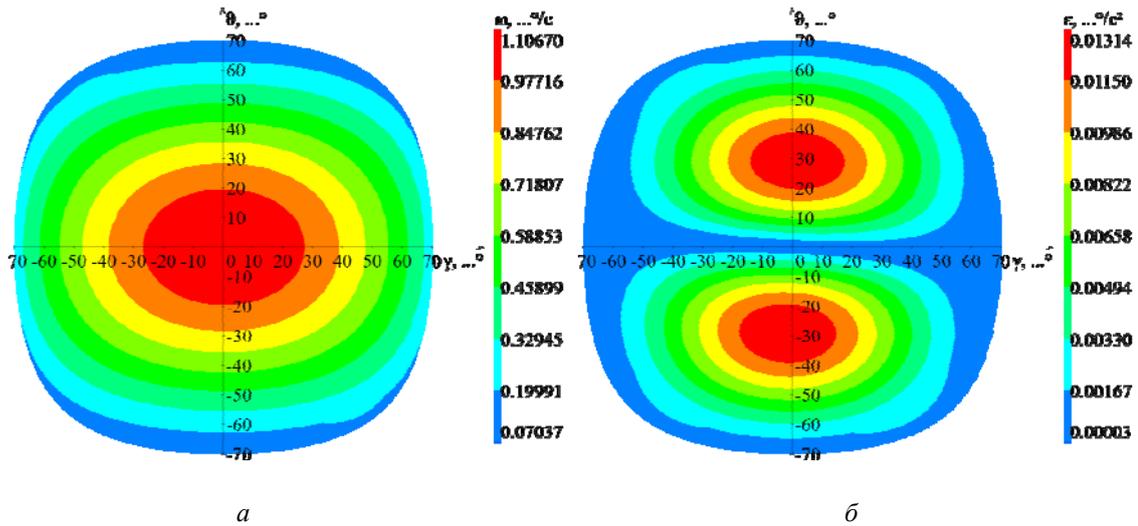


Рис. 3. Требуемая угловая скорость (а) и требуемое угловое ускорение (б) для рабочей орбиты со средней высотой 400 км

Из представленных диаграмм на рис. 3 видно, что максимальная угловая скорость 1,1°/с должна быть обеспечена при угле тангажа не более ±20° и угле крена ±27°. Требуемое угловое ускорение составляет не более 0,013°/с² и располагается при углах тангажа от ±20 до ±38°. Представленные значения СУД МКА для высоты орбиты 400 км позволяет реализовать только в части угловой скорости. Таким образом, для парирования указанного ограничения необходимо расширение ограничений по точности наведения центральной оси диаграммы направленности БА РЛЦИ с ±2 до ±5°.

Диаграмма направленности АФУ имеет ширину ±10°, поэтому представляется возможным осуществлять передачу информации при существенно больших отклонениях ДН АФУ от направления на ППИ. При этом необходимым условием является обеспечение достаточного уровня сигналов на входе приёмной антенны ППИ. С уменьшением дальности связи по мере приближения МКА к ППИ возможно реализовать образующийся энергетический запас радиолинии на передачу информации с большими отклонениями ДН АФУ при наведении АУ на ППИ. Это позволяет компенсировать недостаточное угловое ускорение отслеживания МКА-ППИ путём использования «скольжения» пятна диаграммы направления антенны (ДНА).

Дальность от МКА до ППИ можно записать в виде:

$$L(\alpha) = -R_3 \sin(\alpha) + \sqrt{(R_3 \sin(\alpha))^2 + 2R_3H + H^2}, \tag{1}$$

где  $\alpha$  – угол места ППИ;  $R_3$  – радиус Земли;  $H$  – высота орбиты МКА.

Энергетический запас радиолинии можно представить в виде:

$$L_{\text{norm}} = 10 \lg \left[ \left( \frac{L(\alpha_{\text{min}})}{L(\alpha)} \right)^2 \right], \tag{2}$$

где  $\alpha_{\text{min}}$  – минимальный угол места ППИ (5 градусов).

На рис. 4 представлена расчётная диаграмма направленности антенны БА РЛЦИ МКА «АИСТ-2Т» (а) и график зависимости энергетического запаса от угла места МКА (б) при условии сохранения необходимого фиксированного уровня сигнала на входе приёмной антенны ППИ для высоты орбиты 350 и 500 км соответственно.

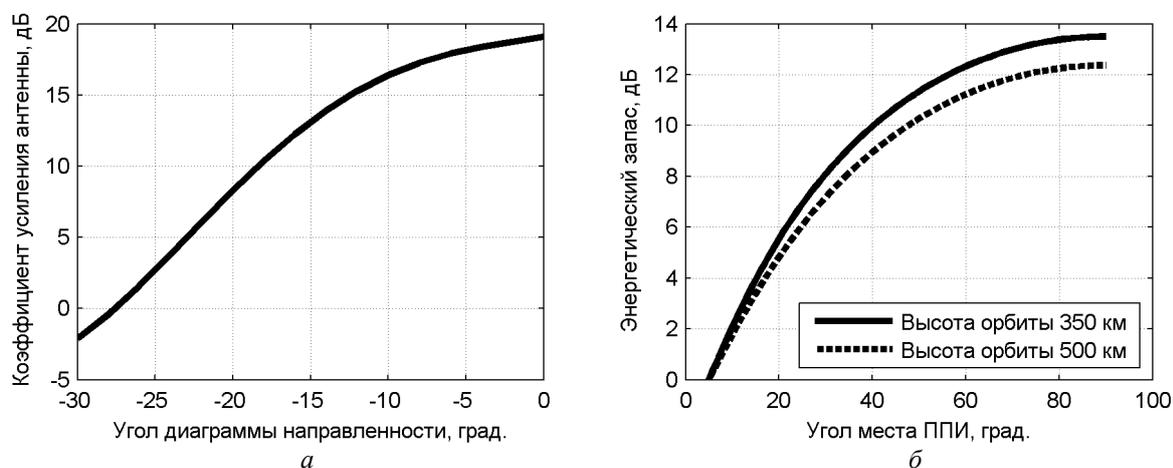


Рис. 4. Расчётная диаграмма направленности антенны БА РЛЦИ МКА «Аист-2Т» (а) и график зависимости энергетического запаса от угла места МКА (б) для высоты орбиты 350 и 500 км соответственно

Графики зависимости величины допустимого угла отклонения диаграммы направленности антенны (ДНА) от направления на ППИ при различных углах места МКА при условии сохранения необходимого фиксированного уровня сигнала на входе приёмной антенны ППИ для высоты орбиты 350 и 500 км приведены на рис. 5.

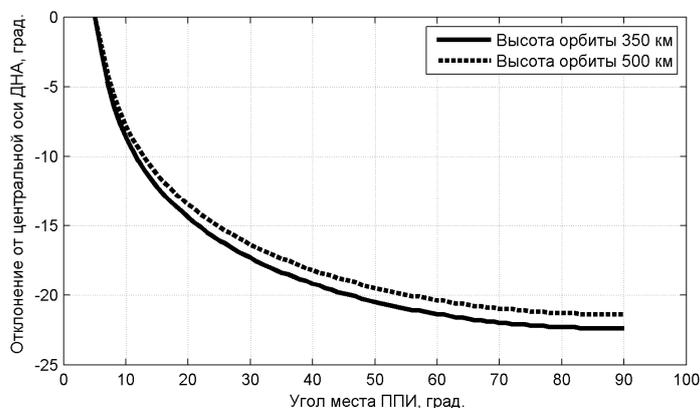


Рис. 5. Возможное отклонение от центральной оси ДНА для высоты 350 и 500 км соответственно

Из графика видно, что максимальный угол, на который допускается отклонение ДНА от истинного направления на ППИ, может достигать  $\pm 22,5^\circ$ . Этот угол превышает ширину диаграммы направленности антенны  $\pm 10^\circ$  по уровню минус 3 дБ. При столь больших углах отклонения от оси ДНА её коэффициент усиления может отличаться от расчётного. В связи с этим предельно допустимый угол отклонения оси ДНА от направления на ППИ может быть принят  $\pm 10^\circ$ . По результатам лётных испытаний диапазон углов наведения может быть скорректирован.

Третья задача решалась для режима одновременной съёмки и передачи данных на ППИ. Передача информации одновременно со съёмкой в зоне видимости ППИ возможна только в надир, при пролёте непосредственно над ППИ. Этот вопрос связан с

предыдущим, поэтому осуществлять одновременную съёмку с передачей информации возможно также путём использования «скольжения пятна» ДНА, при этом МКА ориентирован в надир. В этом случае максимальное время передачи полезной информации составит для высоты 350 км 5,8 с, для высоты 500 км 12,8 с при условии длительности вхождения в связь не более 10 с и орбитальной скорости для высоты 350 км 7,779 км/с, для высоты 500 км 7,701 км/с. При максимальной проектной полезной скорости 720 Мбит/с объём передаваемых данных по одному каналу составит от 0,5 до 1,125 Гбайт соответственно.

### Заключение

Рассмотрены особенности применения неподвижных АФУ на МКА. В качестве примера приведены МКА «АИСТ-2Д» и МКА «АИСТ-2Т». По представленным расчётам для МКА «АИСТ-2Т» сделаны выводы о возможности отклонения ДН АФУ при пролёте в непосредственной близости от ППИ. Однако стоит отметить, что при необходимости работы радиолинии при еще больших отклонениях ДН АФУ от направления на ППИ, по сравнению с рассмотренными выше, может потребоваться переход на менее скоростные виды модуляции, например QPSK, что приведёт к уменьшению скорости передачи информации в каждом канале до 360 Мбит/с. Правильность принятых решений будет подтверждена успешным выполнением программы лётных испытаний МКА «АИСТ-2Т». В зависимости от степени влияния рассмотренного способа наведения АФУ средствами МКА при одновременной съёмке на системные характеристики МКА могут быть предъявлены более высокие требования по манёвренности МКА. По результатам проведения лётных испытаний углы применения АФУ могут быть существенно расширены без потери качества.

### Библиографический список

1. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В., Ткаченко С.И., Бакланов А.И., Салмин В.В., Семкин Н.Д., Ткаченко И.С., Горячкин О.В. Опытно-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. 324 с.

### FEATURES OF THE USE OF DIRECTIONAL FIXED ANTENNAS OF A HIGH-SPEED RADIO LINK ON A SMALL SPACECRAFT AIST-2T

© 2023

- V. V. Eremina** Engineer;  
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;  
[vaeremina@yandex.ru](mailto:vaeremina@yandex.ru)
- I. O. Erkov** Design Engineer;  
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;  
[erkov.io@gmail.com](mailto:erkov.io@gmail.com)
- A. A. Zhuravlev** Leading Specialist;  
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;  
[Zhuravlev.aa@samspace.ru](mailto:Zhuravlev.aa@samspace.ru)
- I. V. Maslov** Head of Sector;  
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;  
[macloff@mail.ru](mailto:macloff@mail.ru)
- N. I. Pyrinov** Head of Sector;  
Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation;  
[pyrinov@samspace.ru](mailto:pyrinov@samspace.ru)

The correct installation of antenna-feeder devices on board a small spacecraft and the choice of their parameters make it possible to ensure the solution of target problems with high quality. The main problematic issues of placement of antenna-feeder devices of the on-board equipment of the radio link for the transmission of target information on the SSC "AIST-2T" and the adopted design solutions are considered.

*Small spacecraft; radio link; narrow-beam antenna*

---

*Citation:* Eremina V.V., Erkov I.O., Zhuravlev A.A., Maslov I.V., Pyrinov N.I. Features of the use of directional fixed antennas of a high-speed radio link on a small spacecraft AIST-2T. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 52-58. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-52-58

### References

1. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Shakhmatov E.V., Tkachenko S.I., Baklanov A.I., Salmin V.V., Semkin N.D., Tkachenko I.S., Goryachkin O.V. *Opytno-tehnologicheskyy malyy kosmicheskyy apparat «AIST-2D»* [The technological small satellite «AIST-2D»]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2017. 324 p.

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ АНТЕННОЙ РЕШЕТКИ ИЗ СОСТАВА БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ РАДИОЛИНИИ

© 2023

- Э. Р. Жданов** кандидат физико-математических наук, доцент, декан факультета интернет-профессий; Московский финансово-промышленный университет «Синергия»; [EZhdanov@synergy.ru](mailto:EZhdanov@synergy.ru)
- А. О. Славянский** начальник научно-тематического отдела; АО Центральный научно-исследовательский радиотехнический институт имени академика А.И. Берга, Москва; [andrey.slavyanskiy@gmail.com](mailto:andrey.slavyanskiy@gmail.com)
- О. С. Харина** кандидат экономических наук, заместитель декана факультета технологического предпринимательства; Московский финансово-промышленный университет «Синергия»; [OKharina@synergy.ru](mailto:OKharina@synergy.ru)
- А. В. Шпак** доктор технических наук, профессор кафедры телекоммуникаций Института радиоэлектроники и информатики; МИРЭА – Российский технологический университет, Москва; [alexandr.shpack@yandex.ru](mailto:alexandr.shpack@yandex.ru)

Создаваемая активная фазированная антенная решётка предназначена для обеспечения всепогодного высокоскоростного радиоканала связи «космический аппарат – Земля». Она должна обеспечивать быстрый, безынерционный обзор пространства за счёт качания луча антенны электрическим методом и, по сути, является динамическим пространственно-временным фильтром космического аппарата. Целью работы является выявление основных принципов функционирования решётки в составе космического аппарата с присущими размещению в составе бортовой аппаратуры ограничениями по массогабаритным и энергетическим характеристикам и одновременно высокими требованиями по функциональным характеристикам бортовой аппаратуры. В настоящей работе приведён расчёт и основные результаты проектирования антенной решётки с обеспечением требований по оптимизации параметров антенной системы. Для оценки влияния сканирования на фазовые характеристики микросхем была разработана нелинейная модель усилителя. Осуществлён статистический анализ фазовых характеристик при изменении сопротивления нагрузки в соответствии с полученными законами распределения. При расчёте результирующей диаграммы направленности антенной решётки учтены дестабилизирующие факторы в соответствии с результатами исследования прототипов создаваемой антенной решётки. Рассчитаны фазовые ошибки, в основном определяемые ошибками оконечных частей приёмных трактов. Реализованы меры для обеспечения влияния таких фазовых ошибок на диаграмму направленности решётки только на дальние боковые лепестки.

*Активная фазированная антенная решётка; передающий модуль; элементарный излучатель; электродинамическое моделирование*

**Цитирование:** Жданов Э.Р., Славянский А.О., Харина О.С., Шпак А.В. Проектирование антенной решётки из состава бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 59-70. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-59-70

### Введение

Разработка и внедрение современных радиоэлектронных устройств для многодиапазонных антенных систем, систем навигации и телеметрии, в том числе активных фазированных антенных решёток (АФАР), является одним из ключевых вопросов развития современной микроэлектроники [1], решением которого занимаются крупные концерны по всему миру.

Процесс проектирования и разработки новых АФАР сопряжён с выбором не только технологических решений, но и подходов к моделированию и получению необходимых радиотехнических характеристик. Разработка новых способов и развитие технологий проектирования и конструирования позволит не только решить актуальную проблему, но и способствует снижению стоимости серийных изделий.

### **Общие положения**

Создаваемая АФАР X-диапазона предназначена для обеспечения всепогодного высокоскоростного радиоканала связи «космический аппарат – Земля». Она должна обеспечивать быстрый, безынерционный обзор пространства за счёт качания луча антенны электрическим методом и, по сути, является динамическим пространственно-временным фильтром космического аппарата.

Целью работы является выявление основных принципов функционирования АФАР в составе космического аппарата (КА) с присущими размещению на КА ограничениями по массогабаритным и энергетическим характеристикам и одновременно высокими требованиями по функциональным характеристикам бортовой аппаратуры.

В настоящей работе приведён расчёт и основные результаты проектирования АФАР с обеспечением требований по оптимизации параметров антенной системы.

### **Принципы функционирования передающего тракта активных фазированных антенных решёток**

АФАР (модуль формирования луча) включает в себя антенную решётку, каждый излучатель которой соединён с соответствующим передающим модулем (ПМ), устройство распределения мощности, тракт преобразования сигналов (ТПС), устройство формирования и обработки сигналов (УФ и ОС) и устройство управления (УУ). Предметом исследования является АФАР, содержащая полотно излучателей, набор передающих модулей, устройство распределения мощности, устройство управления. АФАР выполнена в виде законченного герметичного блока.

Проектирование антенной решётки начинается с разработки антенного элемента, удовлетворяющего требованиям технического задания. Обязательное требование низкопрофильности конструкции АФАР накладывает требование применения печатных излучателей. Для получения круговой поляризации наиболее подходящим вариантом являются резонансные излучатели [2].

Излучающий раскрыв представляет собой плоскую печатную плату (рис. 1) – диэлектрическую основу с металлизированными слоями, образующими совместно с рядом металлизированных отверстий, соединяющих экраны печатной платы, многомодовую структуру излучающего раскрыва. Каждый излучатель обеспечивает передачу сигналов одного из видов круговой поляризации.

К элементарному излучателю АФАР предъявляются следующие исходные требования:

- ширина диаграммы направленности (ДН) по уровню  $-3$  дБ порядка  $100...120^\circ$ ;
- коэффициент стоячей волны по напряжению (КСВн) не более 1,3;
- сектор сканирования до  $40$  градусов;
- вносимые потери не более 1 дБ.

Одним из способов подвода питания к полосковому патчу является подсоединение полосковой линии непосредственно к краю излучателя. В этом случае патч и линии расположены на одной подложке [3]. Для уменьшения излучения полосковой линии используются подложки с высокой диэлектрической постоянной, но в то же время это ухудшает эффективность излучения патча и увеличивает потери поверхностных волн.

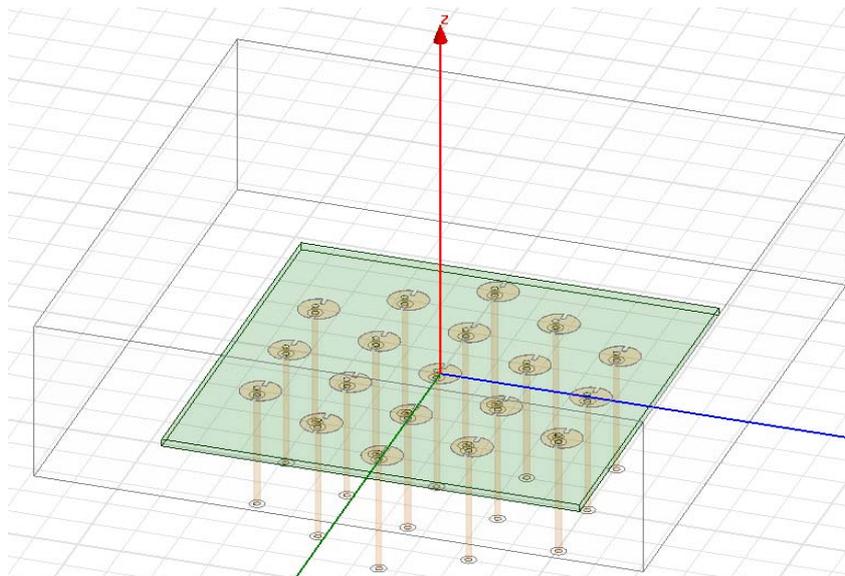


Рис. 1. Модель фрагмента излучающего раскрыва активной фазированной антенной решетки

Коаксиальный вид питания является простейшим видом питания для полосковых антенн и остаётся одним из самых популярных [4]. При таком способе запитки излучатели имеют низкий уровень побочных излучений, потому что излучение и питание расположены на двух сторонах заземлённого экрана и подавляют друг друга. Питание посредством связи на диафрагме состоит в достижении полного разделения функций излучения и передачи [5]. Одним из основных недостатков плоских микрополосковых антенн (МПА) является их узкополосность. Ограничение полосы происходит из-за резкого рассогласования антенны уже при незначительных расстройках частоты от резонанса. Широкополосность МПА увеличивается за счёт усложнения конструкции антенны, например при использовании связанных излучающих элементов (рис. 2).

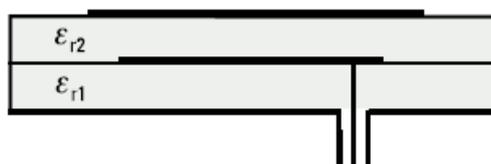


Рис. 2. Печатные излучатели со связанными излучающими элементами

Прототипом элементарного излучателя исследуемой АФАР является простой печатный излучатель с коаксиальной запиткой. Излучатель круглой формы расположен на диэлектрической подложке толщиной 0,5 мм, под которой расположен металлический экран. Относительная диэлектрическая проницаемость материала подложки составляет  $\epsilon = 3,46$ .

### Онтология методов решения электродинамической задачи

На сегодняшний день существует большое многообразие численных методов электродинамического расчёта и анализа электродинамических структур [6]. Каждое из решений для электродинамического моделирования отличается методами расчётов, условиями применения, удобством и стоимостью. В качестве основного инструмента решения электродинамических задач в работе использован метод конечных элементов (МКЭ). Отметим, что МКЭ может рассматриваться в двух формулировках – в форму-

лировке Галеркина [7] и в вариационной формулировке [8]. Указанные формулировки эквивалентны и приводят к одинаковым системам уравнений, но чаще используется вариационная формулировка метода.

Существуют теоретические доказательства сходимости результата МКЭ решения при стремлении максимального диаметра  $\Delta$  элементов разбиения к нулю [9]. При компьютерной реализации алгоритма МКЭ возникают численные ошибки, связанные с конечной разрядностью представления числа в ЭВМ. Влияние ошибки округления на решение определяется обусловленностью матриц получаемых систем уравнений. Обусловленность матрицы характеризуется числом обусловленности  $\alpha$ .

Можно выделить ряд факторов, влияющих на сходимость получаемого решения:

- сходимость решения ухудшается при отклонении формы элементов разбиения от канонической – правильного тетраэдра;
- сходимость решения ухудшается при наличии в области вычисления подобластей с сильно различающимися параметрами.

В связи с этим можно предложить ряд рекомендаций по моделированию электродинамических структур со сложными границами и сложным заполнением:

- исключение из области вычисления подобласти с высокими потерями, что может быть достигнуто при применении эквивалентных граничных условий на внешней границе исключаемой подобласти;
- регулирование разбиения для ограничения алгоритмов разбиения по генерированию элементов.

### Расчёт и оптимизация параметров антенной системы

Рассмотрим печатный излучатель (рис. 3), так как именно его подразумевает выбранная конструкция всей антенной системы. Решётка печатных излучателей проста в изготовлении, а технологический процесс производства обеспечивает заданные точности. Приоритетным способом запитки излучателей является металлизированное отверстие (коаксиальный тип запитки).

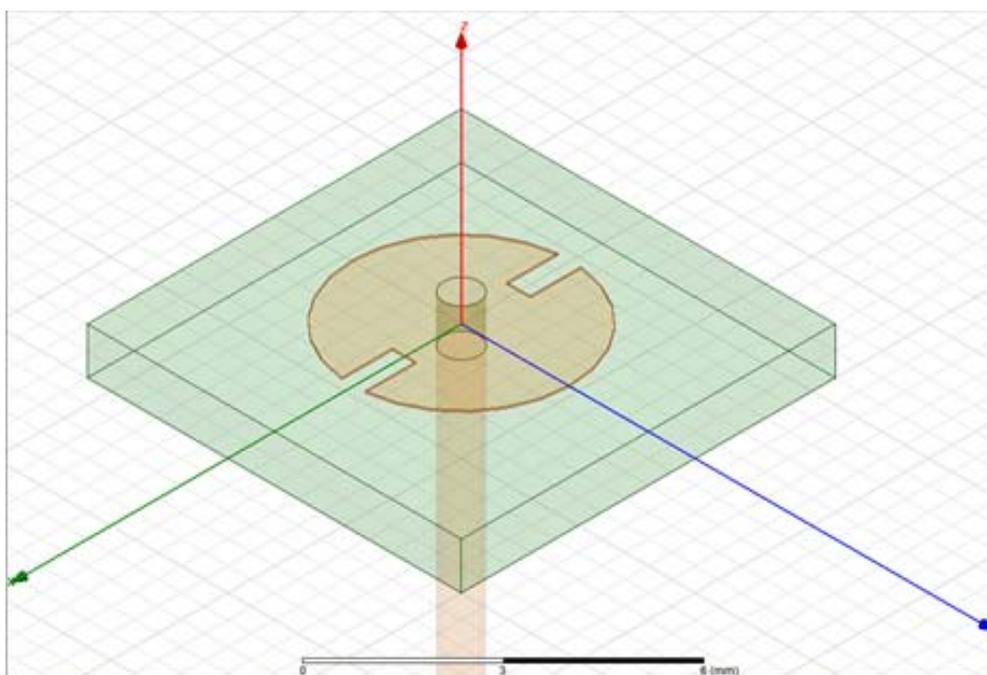


Рис. 3. Печатный излучатель антенной решётки

Оптимизация такого излучателя позволяет получить следующие характеристики:

- полоса пропускания порядка 600 МГц;
- коэффициент усиления полученного излучателя 6 дБ;
- ширина диаграммы направленности 100...120 градусов.

Полученные зависимости обеспечивают работу системы на правой круговой поляризации с коэффициентом эллиптичности не хуже 0,8 в требуемом секторе сканирования, для подтверждения которого необходимо обратить внимание на зависимость действительной и мнимой частей комплексного сопротивления входа излучателя в зависимости от угла сканирования (рис. 4). Анализ зависимостей показывает, что теоретический предел допустимых углов сканирования антенной решётки при данном элементарном излучателе может достигать  $\pm 50^\circ$ , так как в диапазоне этих углов значения сопротивлений изменяются незначительно и не могут приводить к эффекту ослепления.

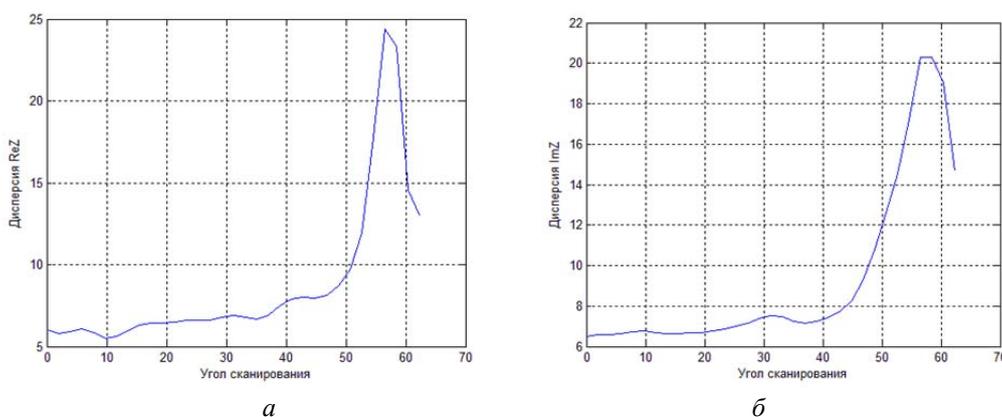


Рис. 4. Зависимости действительной (а) и мнимой (б) составляющих входного сопротивления излучателей в зависимости от угла сканирования

Размер апертуры антенны напрямую зависит от требования, предъявляемого к значению её коэффициента усиления, который определяется как

$$G_A = 4\pi S_A \eta / \lambda^2, \quad (1)$$

где  $S_A$  – площадь апертуры;  $\lambda$  – длина волны в свободном пространстве;  $\eta$  – эффективность излучения.

Расчёт показывает, что энергетический потенциал линии связи будет обеспечен, если коэффициент усиления (КУ) антенны составит 25 дБ. При значении рабочей частоты  $f_0 = 8,2$  ГГц ( $\lambda_0 = 36,5$  мм) площадь апертуры должна составлять  $S_A \approx 41352$  мм<sup>2</sup>. И если она будет иметь форму квадрата, то размер его стороны должен быть примерно равен 200 мм.

Расстояния между излучателями (шаг решетки), отнесённые к длине волны  $d/\lambda$ , должны быть выбраны такими, при которых сканирование диаграммы направленности не приводит к возникновению интерференционных лепестков в видимой угловой области. Это требование будет обеспечено для антенной решетки (АР) как с прямоугольной, так и с треугольной сеткой расположения излучателей (рис. 5) при выполнении неравенства

$$d/\lambda \leq 1/(1 + \sin \theta_{\max}), \quad (2)$$

где  $\theta_{\max}$  – максимальное значение угла сканирования.

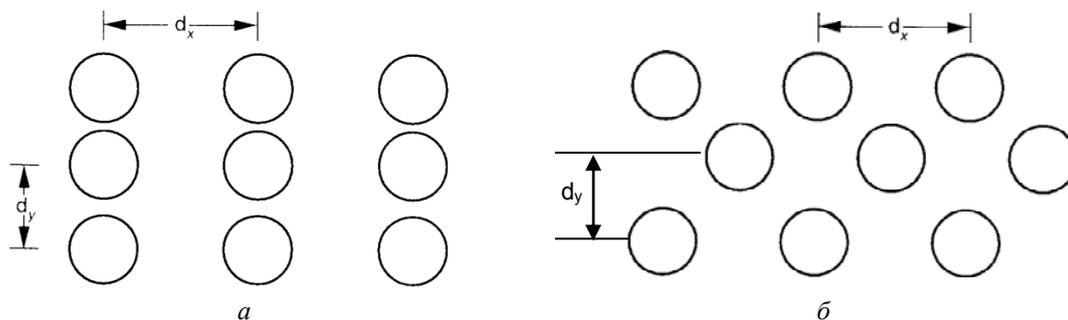


Рис. 5. Расположение излучающих элементов на апертуре фазированной антенной решётки в прямоугольной (а); и треугольной (б) сетках

Формула, ограничивающая величину шага в АР, получена без учёта направленных свойств излучателя. Побочные главные максимумы АР могут быть подавлены, если их направления будут располагаться в зоне нулевого (близкого к нулевому) излучения одного элемента. В раскрыве одного излучателя необходимо создать такое амплитудное распределение, чтобы форма его пространственной характеристики направленности совпадала с сектором сканирования, а изменение коэффициента направленного действия (КНД) антенны следовало «закону косинуса».

На рис. 6 представлена зависимость  $d/\lambda$  от максимального угла отклонения луча.

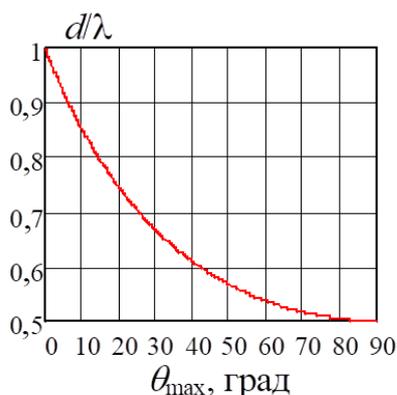


Рис. 6. Зависимость шага решётки от максимального значения угла сканирования, при котором в видимой области отсутствуют интерференционные лепестки диаграммы направленности антенной решётки

В АР с квадратной сеткой излучателей шаг решетки одинаков по обеим координатным осям  $d_x = d_y = d$ . В сетке, сформированной из равносторонних треугольников,  $d_x = d$ , а  $d_y = 2d/\sqrt{3}$  (или наоборот). Площадь одной ячейки АР с квадратной сеткой излучателей равна  $S_r = d^2$ .

Здесь стоит подчеркнуть факт необходимости создания решетки с прямоугольной сеткой ввиду конструктивных особенностей компоновки передающих каналов АР.

Незначительный геометрический проигрыш в оценке коэффициента усиления компенсируется незначительным увеличением раскрыва АР.

Коэффициент направленного действия сканирующей АР оцениваем при помощи соотношения

$$D = \pi \cos \theta_0 D_x D_y, \quad (3)$$

где  $\theta_0$  – угол отклонения ДН ФАР от вертикального положения;  $D_x$  и  $D_y$  – коэффициенты направленного действия линейных антенных решеток, геометрические длины которых равны длинам сторон апертуры ФАР по осям  $x$  и  $y$  соответственно.

Они определяются при помощи следующего выражения:

$$D_{x,y} = 2N_{x,y}d_{x,y}/\lambda, \quad (4)$$

где  $N_{x,y}$  – число излучателей, расположенных на апертуре по осям  $x$  и  $y$  соответственно.

Второй способ вычисления КНД:

$$D_0 = \frac{4\pi}{\Omega_A}, \quad (5)$$

где  $\Omega_A = \Omega_{1r}\Omega_{2r}$  – телесный угол, определяющий ширину ДН антенны по половинной мощности в стерадианах.

При наличии в ДН нескольких лепестков под  $\Omega_A$  следует понимать суммарный телесный угол всех лепестков. Если в двух ортогональных плоскостях ширины главных лепестков ДН, выраженные в градусах, равны  $\theta_{1d}$  и  $\theta_{2d}$ , то

$$D_0 = \frac{4\pi(180/\pi)^2}{\theta_{1d}\theta_{2d}} = \frac{41253}{\theta_{1d}\theta_{2d}}. \quad (6)$$

Для планарных решёток лучший результат даёт соотношение

$$D_0 = \frac{\pi^2(180/\pi)^2}{\theta_{1d}\theta_{2d}} = \frac{32400}{\theta_{1d}\theta_{2d}}. \quad (7)$$

Из этого соотношения следует вывод о том, что КНД антенных решёток с большой размерностью мало зависит от КНД одиночного излучателя, поскольку угловая ширина ДН всей решётки будет, в основном, определяться размерами и, следовательно, площадью её общей апертуры.

Существуют исключения из общего правила, которые составляют те случаи, когда в решётке возбуждаются поверхностные волны, в верхней полусфере появляются интерференционные лепестки ДН и, наконец, на направлении сканирования в ДН одиночных излучателей имеется ноль.

При сканировании луча ФАР могут увеличиваться уровни боковых лепестков ДН, а также появляться интерференционные лепестки, которые снижают КНД главного

лепестка. Если известна нормированная амплитудная ДН антенны  $F_n(\theta, \varphi)$  по напряжённости, то КНД можно рассчитать следующим образом:

$$D(\theta, \varphi) = \frac{4\pi F_n^2(\theta, \varphi)}{\int_0^{2\pi} \int_0^\pi F_n^2(\theta, \varphi) \sin(\theta) d\theta d\varphi}, \quad (8)$$

где  $\varphi$  – угол отклонения луча ФАР в горизонтальной плоскости.

Если  $F_n(\theta, \varphi)$  задана на дискретном множестве точек, то двойное интегрирование заменяется двойным суммированием:

$$(\theta_i, \varphi_k) = \frac{4\pi F_n^2(\theta_i, \varphi_k)}{\frac{\pi}{2P} \frac{2\pi}{Q} \sum_{q=1}^Q \sum_{p=1}^P F_n^2(\theta_p, \varphi_q) \sin(\theta_p)}, \quad (9)$$

где  $P$  и  $Q$  – число интервалов, на которые делятся интервалы углов по  $\theta [0 \dots \pi/2]$  и по  $\varphi [0 \dots 2\pi]$ .

Оценку ширины ДН антенны проводят с использованием приближённого соотношения

$$\Delta\theta_{3\text{дБ}} \approx 51^\circ \frac{\lambda}{L_a}, \quad (10)$$

где  $L_a$  – длина апертуры вдоль линии, относительно перпендикуляра к которой измеряется угловая ширина ДН.

Нормированная ДН множителя прямоугольной ФАР, главный лепесток ДН которой ориентирован в направлении, заданном углами  $\theta_0$  и  $\varphi_0$ , определяется при помощи выражения [10]:

$$F_n = \left\{ \frac{1}{N_x} \frac{\sin\left(N_x \frac{\psi_x}{2}\right)}{\sin\left(\frac{\psi_x}{2}\right)} \right\} \left\{ \frac{1}{N_y} \frac{\sin\left(N_y \frac{\psi_y}{2}\right)}{\sin\left(\frac{\psi_y}{2}\right)} \right\}, \quad (11)$$

где  $k = 2\pi/\lambda$ ,  $\lambda$  – длина волны в вакууме.

$$\psi_x = kd_x \sin \theta \cos \varphi + \beta_x, \quad \psi_y = kd_y \sin \theta \sin \varphi + \beta_y, \quad (12)$$

$$\beta_x = -kd_x \sin \theta_0 \cos \varphi_0, \quad \beta_y = -kd_y \sin \theta_0 \sin \varphi_0, \quad (13)$$

где  $d_x$  и  $d_y$  – расстояния между излучателями по осям  $x$  и  $y$  соответственно.

Нормированную ДН множителя ФАР, главный лепесток которой ориентирован в угловом направлении  $d$ , определяемым единичным радиус-вектором  $e_{rd}$ , можно также рассчитывать и путём прямого суммирования ДН парциальных излучателей, воспользовавшись следующим соотношением:

$$F_n(\theta_d, \varphi_d, \theta, \varphi) = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N e^{-jk r_n (e_r - e_{rd})} = \sum_{n=1}^N e^{-jk r_n e_r} e^{j \Delta \psi_{nd}}, \quad (14)$$

где  $N$  – общее число излучателей в решётке;  $k = 2\pi/\lambda$  – волновое число;  $\lambda$  – длина волны в вакууме;  $\theta_d, \varphi_d, \theta, \varphi$  – углы в сферической системе координат, в которых ориентирован главный лепесток ДН и текущие их значения соответственно;  $r_n = (x_n, y_n, z_n)$  – радиус-вектор, определяющий координаты фазового центра  $n$ -го излучателя в прямоугольной декартовой системе координат (ПДСК);  $\Delta \psi_{nd} = k r_n e_{rd}$  – фазовый сдвиг на каждом  $n$ -м элементе ФАР, который обеспечивает ориентацию максимума ДН АР в угловом направлении;  $(\theta_d, \varphi_d), e_r, e_{rd}$  – единичные радиус-векторы сферической системы координат (ССК), которые имеют значения проекций на оси ПДСК, описанные ниже.

При  $e_r = e_{rd}$  модуль суммы в правой части принимает свое максимальное значение, равное 1. В частном случае планарной АР все её элементы лежат в плоскости  $(xy)$ , где  $z = 0$ , поэтому  $r_n = (x_n, y_n, 0)$  и следовательно

$$\psi_n = k e_r r_n = k [x_n \sin(\theta) \cos(\varphi) + y_n \sin(\theta) \sin(\varphi)]. \quad (15)$$

Нормированную ДН АР, максимум ДН которой ориентирован в угловом направлении  $\theta_d, \varphi_d$ , можно также записать и в развёрнутой форме

$$F_n(\theta_d, \varphi_d, \theta, \varphi) = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \exp \left\{ jk \begin{bmatrix} x_n (\sin(\theta_d) \cos(\varphi_d) - \sin(\theta) \cos(\varphi)) + \\ y_n (\sin(\theta_d) \sin(\varphi_d) - \sin(\theta) \sin(\varphi)) \end{bmatrix} \right\}. \quad (16)$$

Прямое суммирование парциальных ДН с использованием принципа суперпозиции допустимо, когда отсутствует взаимное влияние между отдельными излучателями [10]. Его приходится проводить для АР с нерегулярным расположением излучателей.

Основываясь на математических соотношениях, приведённых выше, проводилось исследование оптимального размера АФАР с точки зрения максимизации КНД и минимизации габаритных размеров. Стоит заметить, что в расчётах в качестве ДН элементарного излучателя закладывается ДН синтезированного выше излучателя.

### Заключение

Фазовые ошибки в раскрыве АФАР обусловлены влиянием передающих модулей. Имеет место постоянная составляющая фазовой ошибки, вызванная неидентичностью фазовых характеристик микросхем в составе передающего тракта. Их коррекция может быть осуществлена путём установки корректирующих коэффициентов на фазовращателях. Дисперсия фазовой ошибки передающего канала зависит от следующих факторов:

- изменение активной и реактивной составляющих сопротивления нагрузки усилителей (входное сопротивление излучателей) при сканировании;
- зависимость фазовых характеристик монолитных интегральных схем (МИС) от температуры;
- зависимость фазовых характеристик МИС от амплитуды входного сигнала (паразитная амплитудно-фазовая модуляция).

Для оценки влияния сканирования на фазовую ошибку была промоделирована антенная решётка  $16 \times 16$ , состоящая из микрополосковых излучателей (моделирование активного КСВн).

Для оценки влияния сканирования на фазовые характеристики микросхем была разработана нелинейная модель СВЧ усилителя. Далее был осуществлён статистический анализ фазовых характеристик при изменении сопротивления нагрузки в соответствии с полученными законами распределения.

В реальных антенных системах положение излучателей в пространстве и токи в них отличаются от расчётных из-за наличия производственных допусков и влияния внешних условий. Если принять, что положение элементов решётки, амплитуда и фаза токов в них являются случайными величинами, то форма ДН, уровень боковых лепестков и другие параметры решётки становятся также случайными величинами, распределения которых характеризуются величиной указанных отклонений. Перечисленные дестабилизирующие факторы были учтены при расчёте результирующей диаграммы направленности.

Таким образом видно, что фазовые ошибки АФАР в основном определяются ошибками оконечных частей СВЧ трактов и не превышают  $10 \dots 11^\circ$ . Влияние таких фазовых ошибок на ДН решётки  $16 \times 16$  влияет в основном только на дальние боковые лепестки.

### **Библиографический список**

1. Потапов А.А. Фрактальная электродинамика. Численное моделирование малых фрактальных антенных устройств и фрактальных 3D микрополосковых резонаторов для современных сверхширокополосных или многодиапазонных радиотехнических систем // Радиотехника и электроника. 2019. Т. 64, № 7. С. 629-665. DOI: 10.1134/S0033849419060068
2. Устройства СВЧ и антенны. Проектирование фазированных антенных решёток: учебное пособие / под редакцией Д.И. Воскресенского. М.: Радиотехника, 2003. 632 с.
3. Веселов Е.Ю., Завитков И.В. Моделирование и изготовление микрополосковой печатной антенной решётки для систем сотовой связи // Сборник статей IV Международной научно-практической конференции «Science and Technology Research» (12 мая 2022 г., Петрозаводск). Петрозаводск: МЦНП «Новая наука», 2022. С. 41-46.
4. Филареева И.Д. Моделирование элементарного излучателя с полосковым питанием для сфокусированной антенной решётки // Материалы XX Международной научно-технической конференции «Проблемы техники и технологии телекоммуникаций» и XVI Международной научно-технической конференции «Оптические технологии в телекоммуникациях» (20-22 ноября 2018 г., Уфа). Т. 2. Уфа: РИК УГАТУ, 2018. С. 226-228.
5. Бузанов Р.А., Широких С.А., Шишаков К.В. Разработка микрополосковых антенн дециметрового диапазона с круговой поляризацией // Вестник ИжГТУ имени М.Т. Калашникова. 2022. Т. 25, № 3. С. 47-61. DOI: 10.22213/2413-1172-2022-3-47-61
6. Гринев А.Ю. Численные методы решения прикладных задач электродинамики: учеб. пособие. М.: Радиотехника, 2012. 336 с.
7. Жалнин Р.В., Масыгин В.Ф., Пескова Е.Е., Тишкин В.Ф. Априорные оценки локального разрывного метода Галеркина на разнесённых сетках для решения уравнения параболического типа в рамках однородной задачи Дирихле // Вестник Самарского государственного технического университета. Серия: Физико-математические науки. 2020. Т. 24, № 1. С. 116-136. DOI: 10.14498/vsgtu1747

8. Штабель Н.В., Шурина Э.П. Исследование вариационных формулировок моделирования напряжённости магнитного поля на регулярных дуальных сетках // Тезисы докладов XXI Всероссийской конференции и Молодёжной школы-конференции «Теоретические основы конструирования численных алгоритмов и решение задач математической физики», посвящённой памяти К.И. Бабенко (05-11 сентября 2016 г., Новороссийск, Абрау-Дюрсо). М.: Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, 2016. С. 126-127.

9. Тихонов Р.И. Улучшение сходимости метода векторных конечных элементов для решения краевых задач электродинамики // Известия высших учебных заведений России. Радиоэлектроника. 2008. № 2. С. 30-33.

10. Андропов А.В., Кузьмин С.В. Методика поиска амплитудно-фазового распределения для низкопрофильной совмещённой кольцевой концентрической антенной решётки // Сборник научных трудов XI Международной научно-технической и научно-методической конференции «Актуальные проблемы инфотелекоммуникаций в науке и образовании (АПИНО 2022)» (15-16 февраля 2022 г., Санкт-Петербург). Т. 3. Санкт-Петербург: СПбГУТ, 2022. С. 22-26.

## DESIGNING AN ACTIVE ELECTRONICALLY SCANNED ARRAY AS PART OF ONBOARD EQUIPMENT OF A HIGH-SPEED RADIO COMMUNICATION CHANNEL

© 2023

**E. R. Zhdanov** Candidate of Science (Phys. & Math.), Associate Professor,  
Dean of Internet Professions Faculty;  
Moscow Financial and Industrial University “Synergy”,  
Moscow, Russian Federation;  
[EZhdanov@synergy.ru](mailto:EZhdanov@synergy.ru)

**A. O. Slavyanskiy** Head of the Scientific and Thematic Department;  
JSC Central Research Radio Engineering Institute named after A.I. Berg;  
[andrey.slavyanskiy@gmail.com](mailto:andrey.slavyanskiy@gmail.com)

**O. S. Kharina** Candidate of Science (Economics), Deputy Dean of the Technological  
Entrepreneurship Faculty;  
Moscow Financial and Industrial University “Synergy”,  
Moscow, Russian Federation;  
[OKharina@synergy.ru](mailto:OKharina@synergy.ru)

**A. V. Shpack** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department  
of Telecommunications; Institute of Radio Electronics and Information Science;  
MIREA – Russian Technological University, Moscow, Russian Federation;  
[alexandr.shpack@yandex.ru](mailto:alexandr.shpack@yandex.ru)

The active electronically scanned array being developed is designed to provide an all-weather high-speed radio communication channel “Spacecraft – Earth”. It is supposed to provide fast, inertia-free observation of space by swinging the antenna beam electrically, and, in fact, is a dynamic space-time filter of the spacecraft. The aim of the work is to identify the basic principles of functioning of the array as part of the spacecraft with inherent limitations in the mass-dimensional and energy characteristics of the onboard equipment and, at the same time, high requirements for the functional characteristics. This paper presents the calculation and the main results of designing an active electronically scanned array complying with the requirements for optimizing the parameters of the antenna system. To assess the effect of scanning on the phase characteristics of the chips, a nonlinear amplifier model was developed. A statistical analysis of the phase characteristics was carried out when the load resistance changed in accordance with the obtained distribution laws. When calculating the resulting directional pattern of the antenna array, destabilizing factors were taken into account in accordance with the results of the study of the prototypes of the antenna array being created. Phase

errors were calculated, mainly determined by the errors of the terminal parts of the receiving paths. Measures were implemented to ensure the effect of such phase errors on the directional pattern of the array only on the far side lobes.

*Active electronically scanned array; transmitting module; Hertz antenna; electrodynamic modeling*

---

*Citation:* Zhdanov E.R., Slavyanskiy A.O., Kharina O.S., Shpack A.V. Designing an active electronically scanned array as part of onboard equipment of a high-speed radio communication channel. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 59-70. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-59-70

## References

1. Potapov A.A. Fractal electrodynamic: numerical modeling of small fractal antenna devices and fractal 3D microwave resonators for modern ultra-wideband or multiband radio systems. *Journal of Communications Technology and Electronics*. 2019. V. 64, Iss. 7. P. 629-663. DOI: 10.1134/S1064226919060068
2. *Ustroystva SVCh i anteny. Proektirovanie fazirovannykh antenykh reshetok: uchebnoe posobie / pod redaktsiyey D.I. Voskresenskogo* [Microwave devices and antennas. Design of phased antenna arrays: Textbook for universities / ed. by D.I. Voskresensky]. Moscow: Radiotekhnika Publ., 2003. 632 p.
3. Veselov E.Yu., Zavitkov I.V. Modeling and manufacturing microstrip printed antenna array for cellular communication systems. *Proceedings the IV International Scientific and Practical Conference «Science and Technology Research» (May, 12, 2022, Petrozavodsk)*. Petrozavodsk: MTsNP «Novaya Nauka» Publ., 2022. P. 41-46. (In Russ.)
4. Filareeva I.D. Simulation of an elementary radiator with a striped power supply for a focused antenna array. *Materialy XX Mezhdunarodnoy Nauchno-Tekhnicheskoy Konferentsii «Problemy Tekhniki i Tekhnologii Telekommunikatsiy» i XVI Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Opticheskie Tekhnologii v Telekommunikatsiyakh» (November, 20-22, 2018, Ufa)*. V. 2. Ufa: RIK UGATU Publ., 2018. P. 226-228. (In Russ.)
5. Buzanov R.A., Shirokikh S.A., Shishakov K.V. Development of microstrip decimeter antennas with circular polarization. *Vestnik IzhGTU imeni M.T. Kalashnikova*. 2022. V. 25, no. 3. P. 47-61. (In Russ.). DOI: 10.22213/2413-1172-2022-3-47-61
6. Grinev A.Yu. *Chislennyye metody resheniya prikladnykh zadach elektrodinamiki: ucheb. posobie* [Numerical methods for solving applied problems of electrodynamic]. Moscow: Radiotekhnika Publ., 2012. 336 p.
7. Zhalnin R.V., Masyagin V.F., Peskova E.E., Tishkin V.F. A priori error estimates of the local discontinuous Galerkin method on staggered grids for solving a parabolic equation for the homogeneous Dirichlet problem. *Vestnik Samarskogo Gosudarstvennogo Tekhnicheskogo Universiteta. Seriya: Fiziko-Matematicheskkiye Nauki*. 2020. V. 24, no. 1. P. 116-136. (In Russ.). DOI: 10.14498/vsgtu1747
8. Shtabel' N.V., Shurina E.P. Investigation of variational formulations for modeling magnetic field strength on regular dual grids. *Proceedings of the XXI All-Russian Conference and the Youth School-Conference «Theoretical Bases and Generation of Numerical Algorithms of Solving Mathematical Physics Problems», devoted to K.I. Babenko (September, 5-11, 2014, Novorossiysk, Abrau-Durso)*. Moscow: Keldysh Institute of Applied Mathematics Publ., 2016. P. 126-127. (In Russ.)
9. Tikhonov R.I. Enhancing of vector finite element method convergence for electrodynamic boundary value problems. *Journal of the Russian Universities. Radioelectronics*. 2008. No. 2. P. 30-33. (In Russ.)
10. Andropov A.V., Kuzmin S.V. The amplitude-phase distribution searching technique for a low-profile combined ring concentric antenna array. *Proceedings of the 11th International Conference on Advanced Infotelecommunications ICAIT 2022 (February, 15-16, 2022, St. Petersburg)*. V. 3. St. Petersburg: SPbSUT Publ., 2022. P. 22-26. (In Russ.)

## МЕТОДИКА УЧЁТА ФАКТОРА НАДЁЖНОСТИ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ ДОСТАВКИ ЗАПАСНЫХ ЧАСТЕЙ, ИНСТРУМЕНТОВ И ПРИНАДЛЕЖНОСТЕЙ НА ОКОЛОЗЕМНУЮ ОРБИТАЛЬНУЮ ПИЛОТИРУЕМУЮ СТАНЦИЮ

© 2023

**И. В. Железнов** аспирант кафедры космического машиностроения имени Генерального конструктора Д.И. Козлова; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; инженер; Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва, г. Королёв; [zheleznov.ilia2016@yandex.ru](mailto:zheleznov.ilia2016@yandex.ru)

**Р. А. Уперчук** аспирант кафедры космического машиностроения имени Генерального конструктора Д. И. Козлова; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; инженер; Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва, г. Королёв; [uperchuk.roman@yandex.ru](mailto:uperchuk.roman@yandex.ru)

**В. К. Ерошенко** инженер; Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва, г. Королёв; [post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

Рассмотрены основные аспекты развёртывания многомодульных орбитальных пилотируемых станций. Проанализирована методика планирования доставки запасных частей, инструментов и принадлежностей, используемая для Международной космической станции. Показано, что её применение связано с постановкой задачи математического программирования с большим количеством переменных, что усложняет процесс поиска оптимального варианта планирования с точки зрения экономической эффективности. Транспортные операции на национальные орбитальные пилотируемые станции осуществляются с меньшей частотой по сравнению с Международной космической станцией, что обусловлено большими затратами на запуски транспортных кораблей с учётом возникновения нештатных ситуаций. Предложен подход к усовершенствованию методики планирования доставки запасных частей, инструментов и принадлежностей для возможности применения на национальных орбитальных пилотируемых станциях, заключающийся в учёте фактора надёжности. Преимуществом усовершенствованной методики является упрощение процесса планирования транспортных операций без применения методов математического программирования. Усовершенствованная методика отличается наглядностью и простой пошаговой реализацией.

*Орбитальная пилотируемая станция; транспортная система; фактор надёжности; нештатная ситуация; запасные части, инструменты и принадлежности; средняя наработка на отказ*

**Цитирование:** Железнов И.В., Уперчук Р.А., Ерошенко В.К. Методика учёта фактора надёжности при планировании доставки запасных частей, инструментов и принадлежностей на околоземную орбитальную пилотируемую станцию // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 71-77. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-71-77

### Введение

В настоящее время мировая тенденция развития пилотируемой космонавтики направлена на создание многомодульных орбитальных станций с возможностью технического обслуживания, в том числе модернизации. Транспортная система такого типа

пилотируемой инфраструктуры нацелена на систематические полёты в периоды развёртывания орбитальной пилотируемой станции (ОПС) и целевого использования.

Развёртывание функционального ядра ОПС является особенно важным этапом жизненного цикла станции. При планировании транспортных операций в этот период необходимо учитывать возможность возникновения различных нештатных ситуаций (НШС), а именно:

- на этапе подготовки, старта и выведения транспортного корабля/модуля: авария ракеты-носителя (РН) с транспортным кораблём/модулем на стартовом комплексе, авария РН с транспортным кораблём/модулем на этапе выведения;
- в ходе эксплуатации ОПС: отказы в штатных бортовых системах модулей ОПС, невозможность проведения коррекции орбиты, поддержания и построения ориентации орбитальной станции, НШС в ходе проведения внутрикорабельной и внекорабельной деятельности экипажа.

Основным методом парирования вышеуказанных НШС является резервирование оборудования бортовых систем модулей ОПС и использование запасных частей, инструментов и принадлежностей (ЗИП), которые доставляются в процессе транспортных операций на ОПС.

При планировании транспортных операций учитывается, что:

- ЗИП подразделяются на хранимые на борту ОПС и на хранимые на Земле, исходя из степени критичности отказа с точки зрения безопасности экипажа и ОПС;
- в первую очередь доставляются хранимые на борту ЗИП для парирования НШС, связанных с отказами критически важных систем модулей ОПС;
- восполнение бортовых ЗИП планируется после НШС (отказ в бортовой системе) с помощью доставки ЗИП из состава хранимых на Земле на ближайшем пилотируемом или грузовом транспортном корабле (в зависимости от технических возможностей);
- количество ЗИП определяется исходя из назначенного ресурса и интенсивности отказа оборудования, а также с учётом располагаемых объёмов хранения на орбитальной станции. Также следует отметить, что ЗИП имеет назначенный срок хранения, который зависит от множества факторов, в том числе от условий хранения.

На Международную космическую станцию (МКС) доставка грузов, в том числе ЗИП, осуществляется несколькими транспортными системами, что является сложной задачей с точки зрения планирования, так как необходимо одновременно учитывать интересы многих сторон-участников [1]. В то же время парирование НШС, связанных с потерей необходимых грузов во время транспортных операций, может быть осуществлено партнёрами по договорённости.

При создании национальной ОПС предполагается, что транспортные операции к ней будут осуществляться преимущественно с помощью национальной транспортной системы, в состав которой входят пилотируемый и грузовой транспортные корабли.

Транспортный грузовой корабль (ТГК), на примере «Прогресс МС» [2], выполняет следующие функции:

- доставка расходуемых материалов для обеспечения жизнедеятельности экипажа и проведения целевых работ;
- утилизация с ОПС отходов;
- дозаправка станции топливом;
- проведение коррекции орбиты, построение и поддержание ориентации ОПС.

Пилотируемый транспортный корабль (ПТК) выполняет следующие функции:

- обеспечение жизнедеятельности экипажа на этапе автономного полёта и доставка экипажа на ОПС;

- доставка расходуемых материалов для обеспечения жизнедеятельности экипажа и проведения целевых работ;
- возвращение целевого оборудования на Землю.

Транспортные операции на национальные ОПС осуществляются с меньшей частотой по сравнению с МКС, что обусловлено колоссальными затратами на запуски транспортных кораблей с учётом возникновения НШС. Это осложняет применение существующей методики планирования доставки ЗИП в связи со сложностью учёта различных факторов в математической модели грузопотока. Следствием этого является необходимость постановки задачи математического программирования с большим количеством переменных, решение которой не всегда является оптимальным с точки зрения экономической эффективности.

Целью настоящей статьи является усовершенствование методики планирования доставки ЗИП для возможности применения на национальных ОПС, заключающееся в учёте фактора надёжности и позволяющее упростить процесс поиска экономически эффективного решения.

Для достижения цели необходимо решение следующих задач:

- выявление критичных элементов систем модулей ОПС;
- расчёт минимального значения средней наработки на отказ критичных элементов модулей ОПС;
- группировка комплектов ЗИП в соответствии с минимальным значением при помощи план-графика;
- расчёт массы ЗИП для каждой из экспедиций на планируемый период эксплуатации ОПС.

### **Методика планирования доставки запасных частей, инструментов и принадлежностей на отечественную орбитальную станцию**

Предполагается, что нормирование доставки ЗИП с учётом показателей надёжности позволит добиться повышения экономической эффективности транспортной системы. В качестве показателя надёжности используется средняя наработка на отказ. В дальнейших расчётах приняты следующие основные допущения:

- экспоненциальный закон распределения отказов, в связи с чем интенсивность отказов и средняя наработка на отказ постоянны [3]. Выбор экспоненциального закона обусловлен тем, что большинство отказов, связанных с составными частями и системами ОПС (например, системы управления движением и навигации, системы телефонной связи, системы бортовых измерений и т.д.), подчиняется этому закону, а также в связи со своей простотой, что обосновывает его применение в подавляющем большинстве практических расчётов надёжности изделий ракетно-космической техники [4];
- природа, масштаб и последствия отказа не учитываются, принимается, что для восстановления работы элемента требуется одинаковый объём ЗИП в количественном отношении. Таким образом, рассматривается стационарный грузопоток без учёта угрозы жизни экипажу в случае отказов;
- принимается, что элемент оборудования восстанавливается мгновенно. Время простоя и ремонта в контексте данной работы не учитывается;
- принимается, что доставка ЗИП на ОПС осуществляется мгновенно, то есть не учитывается время на полёт к ОПС одного корабля после старта и время на проведение операций по разгрузке.

Авторами предлагается усовершенствование методики планирования процессов доставки ЗИП на ОПС, исходя из средней наработки на отказ, посредством анализа план-графика (рис. 1). Обозначения, представленные на план-графике, поясняются ниже.

№	Наименование	1 10000	2 15000	3 20000	4 25000	5 30000	6 35000	7 40000	8 45000	9 50000	Ncol
1	Элемент 1 (t1=15000 ч)										
2	Элемент 2 (t2=30000 ч)										
3	Элемент 3 (t3=20000 ч)										
4	Элемент 4 (t4=10000 ч)										
5	Элемент 5 (t5=15000 ч)										
A	Элемент A (tA=10000 ч)										
N	Элемент N										
		Группа 1		Группа 2		Группа 3		Группа 4		Группа 5	N эксп

Рис. 1. Форма план-графика

В качестве исходных данных к методике выступают перечень заменяемых элементов оборудования; значения средней наработки на отказ  $t_i$  (или интенсивностей отказов  $\lambda_i$ ); продолжительность периода, для которого осуществляется планирование; масса регулярно доставляемых ЗИП для каждого из элементов за данный период.

На этапе планирования грузопотока предлагается пошагово выполнить следующие действия:

1. Составить массив элементов оборудования, для обеспечения функционирования которых необходима доставка ЗИП, каждому из них нужно присвоить порядковый номер  $i$  ( $i \in [0; N]$ , где  $N$  – число элементов оборудования). На рис. 1 в качестве примера представлен условный массив элементов ОПС с ориентировочными значениями средней наработки на отказ, соответствующий реальным условиям эксплуатации ОПС.

2. Составить массив значений средней наработки на отказ  $t_i$ . Если известны значения интенсивностей отказов  $\lambda_i$ , то значения массива  $t_i$  могут быть рассчитаны по формуле [4]:

$$t_i = \frac{1}{\lambda_i}.$$

Значения  $t_i$  и  $\lambda_i$  приводятся в документации по расчёту надёжности элементов или их техническим условиям, или могут быть приняты исходя из анализа статистики приборов-аналогов.

3. Назначить значение шага *Step* план-графика исходя из удобства визуального отображения информации. В рассматриваемом примере расчёт проводится для периода в 50 000 часов и принят шаг в 5000 часов.

4. Составить план-график, имеющий вид таблицы (рис. 1), руководствуясь следующими соображениями:

4.1. В первом столбце перечисляются номера элементов оборудования, а во втором – их наименования. В рассматриваемом примере представлены 6 элементов, включая элемент А.

4.2. Число столбцов  $N_{col}$ , за исключением первого и второго (на рис. 1 они не имеют номеров), должно быть кратно шагу *Step*.

4.3. Число строк, за исключением шапки таблицы, равно  $N$ .

4.4. В каждой строке необходимо закрасить ячейки, соответствующие моментам отказов элементов исходя из  $t_i$ . Например, на рис. 1 элемент А имеет

$t_A = 10\,000$  ч, соответственно закрашены ячейки в 10 000, 20 000, 30 000, 40 000, 50 000 часов.

4.5. Повторить подпункт 4.4 для каждого элемента  $i$ .

5. Найти элемент, имеющий минимальное значение  $t_{\min}$ :

$$t_{\min} = \min(t_1, \dots, t_N).$$

В рассматриваемом примере такими элементами выступают элемент 4 и элемент А, соответственно  $t_{\min} = 10\,000$  ч.

6. Выполнить группировку по столбцам на равные промежутки, в каждый из которых один раз попадают элементы, найденные в п. 5 (в рассматриваемом примере выделены 5 групп, каждая из которых включает в себя по одному отказу элемента 4 и элемента А).

7. Число выделенных в п. 6 групп соответствует числу экспедиций  $N_{\text{экс}}$  ТГК/ПТК на ОПС с целью доставки ЗИП. В рассматриваемом примере получено  $N_{\text{экс}} = 5$  за период в 50 000 часов.

8. Для каждого элемента рассчитать массу ЗИП, доставляемую за одну экспедицию, по формуле:

$$\bar{m}_i = \frac{M_{\text{эп.ЗИП}}}{N_{\text{экс}}},$$

где  $M_{\text{эп.ЗИП}}$  – масса ЗИП, доставляемая на ОПС за рассматриваемый период времени, кг.

9. Рассчитать суммарную массу ЗИП, которая должна быть доставлена каждой экспедицией ТГК/ПТК, по формуле:

$$m_{\text{экс}j} = \sum \bar{m}_i, \quad j \in [1; N_{\text{экс}}].$$

Примечание: компоненты суммы  $\bar{m}_i$  должны соответствовать закрашенным ячейкам, попавшим в группу столбцов для той или иной экспедиции.

### Обсуждение результатов и перспектив

Предлагаемая методика планирования доставки ЗИП на ОПС направлена на повышение эффективности транспортной системы путём оптимизации грузопотока.

При планировании доставки ЗИП должен быть учтён тот момент, что отсек ТГК/ПТК имеет ограничения по габаритным размерам и объёму доставляемых на ОПС грузов. В контексте методики вопрос, связанный с объёмами комплектов ЗИП, не был рассмотрен, так как основным критерием выступает надёжность. Так или иначе, для учёта объёмных ограничений могут быть применены дополнительные математические методы (например, метод R-функций).

Следует отметить, что предлагаемый вариант анализа план-графика по минимальной средней наработке на отказ не является единственным. В частности, если необходимо оптимизировать массу ЗИП, доставляемую ТГК/ПТК на ОПС, могут быть применены различные математические методы (метод кластеризации, метод анализа иерархий и т.д.) [5]. Тем не менее, предлагаемый подход отличается наглядностью и простой пошаговой реализацией, которая может быть автоматизирована при помощи программного обеспечения. Также следует отметить, что в данной методике могут быть учтены дополнительные факторы, в том числе особенности планирования грузопотока с учётом возможности возникновения НШС, связанных с транспортным кораблём на разных этапах его жизненного цикла.

## Заключение

В статье представлена методика планирования доставки ЗИП на ОПС с учётом факторов надёжности. Преимуществом усовершенствованной методики является упрощение процесса планирования транспортных операций без применения методов математического программирования.

## Библиографический список

1. Бидеев А.Г., Карбовничий В.П., Майоров И.В., Новиков А.Л., Скобелев П.О., Сычева М.В. Метод адаптивного планирования грузопотока в интерактивной мультиагентной системе расчёта программы полёта, грузопотока и ресурсов российского сегмента Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 29-38.
2. Беляев М.Ю., Карасев Д.В., Матвеева Т.В., Рулев Д.Н. Грузовые корабли «Прогресс» в программах орбитальных станций (к 40-летию первого в мире полёта грузового корабля к орбитальной станции) // Космическая техника и технологии. 2018. № 1 (20). С. 23-39.
3. Половко А.М., Гуров С.В. Основы теории надёжности. СПб.: БХВ-Петербург, 2006. 704 с.
4. Куренков В.И., Капитонов В.А. Методы расчёта и обеспечения надёжности ракетно-космических комплексов: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2007. 320 с.
5. Надёжность и эффективность в технике: справочник в 10 т. Т. 2. Математические методы в теории надёжности и эффективности / под ред. Б.В. Гнеденко. М.: Машиностроение, 1987. 280 с.

## METHODOLOGY OF DELIVERING SPACE PARTS, TOOLS AND ACCESSORIES TO A NEAR EARTH ORBITAL STATION ON THE BASIS OF THE RELIABILITY FACTOR

© 2023

- I. V. Zheleznov** Postgraduate Student of the Department of Space Engineering named after General Designer D.I. Kozlov;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
Engineer;  
S.P. Korolyov Rocket and Space Corporation “Energia”,  
Korolyov, Moscow Region, Russian Federation;  
[zheleznov.ilia2016@yandex.ru](mailto:zheleznov.ilia2016@yandex.ru)
- R. A. Uperchuk** Postgraduate Student of the Department of Space Engineering named after General Designer D.I. Kozlov;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
Engineer;  
S.P. Korolyov Rocket and Space Corporation “Energia”,  
Korolyov, Moscow Region, Russian Federation;  
[uperchuk.roman@yandex.ru](mailto:uperchuk.roman@yandex.ru)
- V. K. Eroshenko** Engineer;  
S.P. Korolyov Rocket and Space Corporation “Energia”,  
Korolyov, Moscow Region, Russian Federation;  
[post@rsce.ru](mailto:post@rsce.ru)

The main aspects of the deployment of multi-module orbital manned stations are considered. The methodology for planning the delivery of spare parts, tools and accessories used in planning of transport operations to the International Space Station, is analyzed. It is shown that its application is related to the problem of mathematical programming with a large number of variables, which complicates the process of finding the optimal planning option in terms of economic efficiency. Transport operations to national manned orbital stations are carried out less frequently as compared to the International Space Station due to the enormous costs of spacecraft launches taking into account possible emergency situations. An approach to improving the methodology for planning the delivery of spare parts, tools and accessories for possible use on national manned orbital stations is proposed. It consists in taking into account the reliability of on-board equipment. The advantage of the improved methodology is simplification of planning transport operations without the use of mathematical programming. In addition, the improved methodology is clear, simple and can be implemented step by step.

*Orbital manned station; transport system; reliability factor; emergency situation; spare parts tools and accessories; mean time to failure*

---

*Citation:* Zheleznov I.V., Uperchuk R.A., Eroshenko V.K. Methodology of delivering space parts, tools and accessories to a near Earth orbital station on the basis of the reliability factor. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 71-77. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-71-77

### References

1. Bideev A.G., Karbovnichy V.P., Mayorov I.V., Novikov A.L., Skobelev P.O., Sycheva M.V. The method of adaptive cargo traffic planning in the interactive multi-agent system for calculating the mission plan, cargo traffic and resources of the Russian segment of the International Space Station. *Space Engineering and Technology*. 2014. No. 1 (4). P. 29-38. (In Russ.)
2. Belyaev M.Yu., Karasev D.V., Matveeva T.V., Rulev D.N. Progress cargo vehicles in orbital-station programs (dedicated to the 40th anniversary of the world's first cargo vehicle space light to an orbital station). *Space Engineering and Technology*. 2018. No. 1 (20). P. 23-39. (In Russ.)
3. Polovko A.M., Gurov S.V. *Osnovy teorii nadezhnosti* [Basics of the theory of reliability]. SPb.: BKhV-Peterburg Publ., 2006. 704 p.
4. Kurenkov V.I., Kapitonov V.A. *Metody rascheta i obespecheniya nadezhnosti raketno-kosmicheskikh kompleksov: ucheb. posobie* [Methods of calculating and ensuring spacecraft reliability]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2007. 320 p.
5. *Nadezhnost' i effektivnost' v tekhnike: spravochnik v 10 t. T. 2. Matematicheskie metody v teorii nadezhnosti i effektivnosti / pod red. B.V. Gnedenko* [Reliability and efficiency in engineering. Handbook in 10 volumes / ed. by B.V. Gnedenko]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 280 p.

## МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ИЗМЕРИТЕЛЯ ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ НИЗКОЛЕТЯЩЕГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕОРИИ ОПТИМАЛЬНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ

© 2023

**М. Е. Иванов** ассистент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами;  
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения;  
[sindbad1995@list.ru](mailto:sindbad1995@list.ru)

**В. В. Езерский** профессор, доктор технических наук;  
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения;  
[info@guap.ru](mailto:info@guap.ru)

Рассмотрен основной принцип параметрической оптимизации по критерию минимакса дисперсии результирующей погрешности оценки измеряемого параметра на примере одного из основных элементов интегрированной измерительной системы – измерителя путевой скорости. Состав измерителя – доплеровский датчик путевой скорости (локационный) и акселерометр с продольной осью чувствительности (инерциальный). На основе данных об их погрешностях измерения произведена оптимизация коэффициентов передаточных функций каждого канала измерителя, содержащего эти датчики. Проведён сравнительный анализ результирующей точности оптимизированного измерителя в инвариантном и неинвариантном случае, основанный на полученных графиках распределения дисперсий по частотам. Сделано обоснованное заключение о преимуществе инвариантного или неинвариантного измерителя в зависимости от частоты сигнала. Для расчётов был использован программный комплекс Matlab R2015a.

*Оптимизация параметров; интегрированная измерительная система; измеритель путевой скорости; доплеровский датчик; акселерометр; коэффициенты передаточной функции; дисперсия; инвариантность*

---

**Цитирование:** Иванов М.Е., Езерский В.В. Метод оптимизации параметров измерителя путевой скорости низколетящего летательного аппарата на основе применения теории оптимальной фильтрации // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 78-85. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-78-85

В настоящее время актуальной темой является разработка тяжёлого многоцелевого экраноплана, основная задача которого состоит в том, чтобы функционировать в качестве разгонной первой ступени для орбитального самолёта<sup>1</sup>. Однако многоцелевым его делает возможность транспортировать грузы, продовольствие между отдалёнными друг от друга населёнными пунктами Арктики, а также быть использованным в поисково-спасательных операциях [1]. Управление низколетящим летательным аппаратом, высота полёта которого порядка 6 метров, является сложной задачей, требующей измерительной аппаратуры высокого качества с наивысшей возможной точностью измерения параметров полёта. Одним из способов добиться такой точности измерения является разработка интегрированной измерительной системы [2]. В общем случае её элементы представлены на рис. 1, где  $g$  – некоторая измеряемая координата;  $v_i$  – шумы на входе измерительных датчиков;  $W_{di}(s)$  – собственная передаточная функция  $i$ -го датчика;  $x_i$  – погрешность на выходе датчика и одновременно входная погрешность

---

<sup>1</sup> Сетевое издание «Военное обозрение». URL: <https://topwar.ru/144996-borisov-rossiya-budet-stroit-boevye-ekranoplany.html> (30.07.2018)

для вычислительного элемента системы;  $H_{Bi}(s)$  – передаточная функция вычислительного элемента,  $\hat{g}$  – оценка измеряемой координаты.

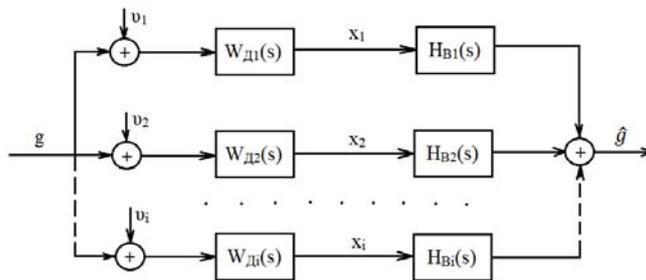


Рис. 1. Обобщённая схема интегрированной измерительной системы

В настоящей статье рассматривается интегрированная измерительная система важнейших параметров полёта экраноплана (вертикальной и путевой скорости, угла тангажа и крена, текущей высоты полёта) на основе следующих датчиков: акселерометров с вертикальными и продольной осями чувствительности, локационных высотомеров, доплеровских измерителей вертикальной и путевой скоростей.

Известно, что результирующая погрешность измерения всей интегрированной измерительной системы существенно ниже, чем погрешности измерений отдельных датчиков, входящих в неё. В рамках теории оптимальной фильтрации добиться такой точности измерения позволяет оптимизация параметров измерителей по некоторому заранее выбранному критерию, например, минимального значения среднего квадрата ошибки оценки измерения, наименьшего времени быстрогодействия системы и т. д. Выбираемый критерий для целевой функции оптимизации должен соответствовать решаемой задаче и должен опираться на исходные данные: так, для оптимизации любого измерителя параметров полёта экраноплана целесообразно использовать критерий наивысшей точности – минимума погрешности, то есть минимакса среднеквадратичной ошибки оценки, поскольку на небольшой высоте полёта любая сложная полётная ситуация стремительно перетекает в аварийную и даже в катастрофическую. Это предъявляет к измерительным системам жёсткие требования.

В качестве примера рассматривается оптимизация параметров только одного канала измерения интегрированной измерительной системы – измерителя путевой скорости  $V$ , поскольку для каждого канала необходимо проводить оптимизационные расчёты отдельно. Выбранный критерий оптимизации – наивысшая точность измерения, то есть минимум дисперсии погрешности измерения. Измеритель путевой скорости состоит из доплеровского датчика путевой скорости (ДПС) и акселерометра с продольной осью чувствительности (АП), показания которых суммируются и на выходе дают некоторое обобщённое оценочное значение  $\hat{V}$  путевой скорости. Схематически такой измеритель изображён на рис. 2.

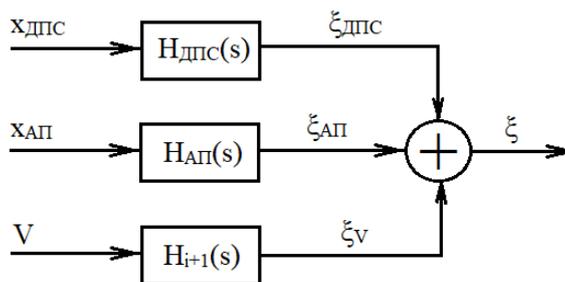


Рис. 2. Схема измерения путевой скорости

На рис. 2:  $x_{\text{ДПС}}$  и  $x_{\text{АП}}$  – входные погрешности вычислителей;  $H_{\text{ДПС}}(s)$  и  $H_{\text{АП}}(s)$  – передаточные функции вычислителей, а  $\xi_{\text{ДПС}}$  и  $\xi_{\text{АП}}$  – шумы их измерений на выходе. В схему также включён дополнительный  $i+1$  фильтр с передаточной функцией  $H_{i+1}(s)$  для обозначения динамической ошибки  $\xi_V$  измерения путевой скорости  $V$ , а  $\xi$  – результирующая погрешность измерителя. В качестве меры измерения каждой погрешности приняты дисперсии  $D_{\xi_{\text{ДПС}}}$ ,  $D_{\xi_{\text{АП}}}$  и  $D_{\xi_V}$  соответственно. В таком случае целевая функция оптимизации всего измерителя путевой скорости  $V$  равна:

$$\max \bar{D}_{\xi} = D_{\xi_{\text{ДПС}}} + \bar{D}_{\xi_{\text{АП}}} + \bar{D}_{\xi_V} \rightarrow \min. \quad (1)$$

Из формулы (1) видно, что точное значение дисперсии известно только для доплеровского измерителя путевой скорости  $D_{\xi_{\text{ДПС}}}$ , поскольку данный датчик является локационным. В то же время акселерометр – датчик инерциальный, поэтому для него известной можно считать верхнюю границу дисперсии  $\sup D_{\xi_{\text{АП}}} = \bar{D}_{\xi_{\text{АП}}}$ , равно как и для канала динамической ошибки:  $\sup D_{\xi_V} = \bar{D}_{\xi_V}$ . Соответственно возможно получить лишь оценку результирующей дисперсии погрешности измерения  $\bar{D}_{\xi}$ . Необходимо допустить, что математическое ожидание величины  $D_{\xi_V}$  условно является нулём шкалы измерения скорости, поэтому не влияет на точность измерения [3]. Поскольку для доплеровского измерителя путевой скорости известна дисперсия и спектральная плотность погрешности измерения (рис. 3), то нецелесообразно наложение условия инвариантности на систему (свойство, при котором измеряемая координата не зависит от влияния внешних возмущающих воздействий). Порядок передаточных функций измерителей принят  $n = 1$ .

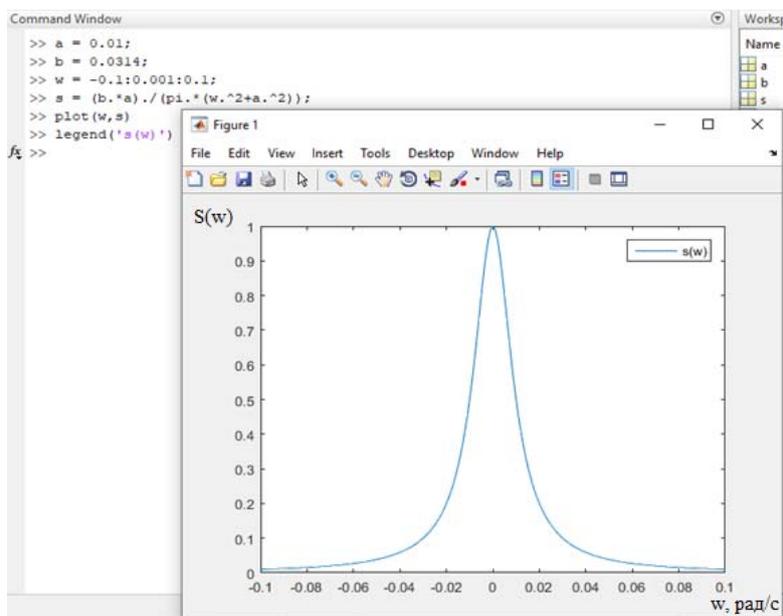


Рис. 3. Распределение спектральной плотности  $S(\omega)$  погрешности на входе доплеровского датчика путевой скорости по частотам  $\omega$  (по оси абсцисс отложены частоты входного сигнала, по оси ординат – значение спектральной плотности в зависимости от частоты)

Тогда передаточные функции каждого канала измерения имеют вид:

$$H_{\text{ДПС}}(s) = \frac{b_{10}}{1 + a_1 s}, \quad (2)$$

$$H_{\text{АП}}(s) = \frac{b_{21}s}{1 + a_1 s}, \quad (3)$$

$$H_{i+1}(s) = 1 - (H_{\text{ДПС}}(s) + H_{\text{АП}}(s)) = \frac{1 - b_{10} + (a_1 - b_{21})s}{1 + a_1 s}, \quad (4)$$

где  $a_1, b_{10}, b_{21}$  – коэффициенты передаточных функций, подлежащие оптимизации. Слагаемые в принятой целевой функции с учётом выбранного критерия оптимизации имеют вид:

$$D_{\xi\text{ДПС}} = \frac{b_{10}^2 S_{\text{ДПС}}}{2a_1}, \quad (5)$$

$$\bar{D}_{\xi\text{АП}} = b_{21}^2 D_{\text{АП}}, \quad (6)$$

$$\bar{D}_{\xi V} = D_V \left( \max \left\{ 1 - b_{10}, 1 - \frac{b_{21}}{a_1} \right\} \right)^2. \quad (7)$$

В принятой целевой функции оптимизации  $\max \bar{D}_{\xi} = D_{\xi\text{ДПС}} + \bar{D}_{\xi\text{АП}} + \bar{D}_{\xi V} \rightarrow \min$  точка минимума будет при  $a_1^0, b_{10}^0$  и  $b_{21}^0$ . После исследования целевой функции на экстремумы выражения для искоемых коэффициентов примут вид:

$$a_1^0 = \left( \frac{S_{\text{ДПС}}}{4D_{\text{АП}}} \right)^{\frac{1}{3}}, \quad (8)$$

$$b_{10}^0 = \frac{1}{\left[ \left( 3D_{\text{АП}}^{\frac{1}{3}} \cdot S_{V1}^{\frac{2}{3}} \right) / \left( 4^{\frac{2}{3}} \cdot D_V \right) + 1 \right]}, \quad (9)$$

$$b_{21}^0 = a_1^0 \cdot b_{10}^0. \quad (10)$$

В ходе расчётов оптимальных коэффициентов передаточных функций вычислителей, дисперсий их погрешностей, а также результирующей погрешности измерения при начальных данных  $S_{\text{ДПС}} = 1; D_{\text{АП}} = 0,03; D_V = 0,4$  были получены следующие результаты (рис. 4):  $a_1 = 2,0274; b_{10} = 0,5195; b_{21} = 1,0533; D_{\xi\text{ДПС}} = 0,0666; \bar{D}_{\xi\text{АП}} = 0,0333, \bar{D}_{\xi V} = 0,0923; \bar{D}_{\xi} = 0,1922$ .

```

Command Window
>> Sdps = 1;
>> Dap = 0.03;
>> Dv = 0.4;
>> a1 = (Sdps/(4*Dap))^(1/3);
>> b10 = (((3*Dap^(1/3))*Sdps^(2/3))/(4^(2/3)*Dv)+1)^-1;
>> b21 = a1*b10;
>> DEdps = (b10^2*Sdps)/(2*a1);
>> DEap = b21^2*Dap;
>> DEv = Dv*(max(1-b10,1-b21/a1))^2;
>> DE = DEdps+DEap+DEv;
fx >> |

```

Name	Value
a1	2.0274
b10	0.5195
b21	1.0533
Dap	0.0300
DE	0.1922
DEap	0.0333
DEdps	0.0666
DEv	0.0923
Dv	0.4000
Sdps	1

Рис. 4. Расчёт искомых параметров в среде Matlab

Для проверки правильности проведённой процедуры необходимо найти дисперсию результирующей погрешности измерителя путевой скорости  $\overline{D}_\xi$ , наложив на данный измеритель условие инвариантности. В этом случае измеряемая путевая скорость  $V$  не зависит от внешних возмущений, т. е.  $b_{10} = 1$ .

Отсюда можно получить  $\overline{D}_\xi = 1,19D_{АП}^{\frac{1}{3}} \cdot S_{ДПС}^{\frac{2}{3}} = 0,3698$ . Таким образом, полученная инвариантным измерителем погрешность измерения путевой скорости  $inv\overline{D}_\xi = 0,3698$  оказалась значительно выше погрешности  $neinv\overline{D}_\xi = 0,1922$ , полученной неинвариантным измерителем. Значит гипотеза о нецелесообразности априорного наложения на измерительную систему условия инвариантности из-за известной спектральной плотности доплеровского измерителя путевой скорости была выдвинута верно – условие неинвариантности позволило значительно улучшить точность измерения путевой скорости  $V$ .

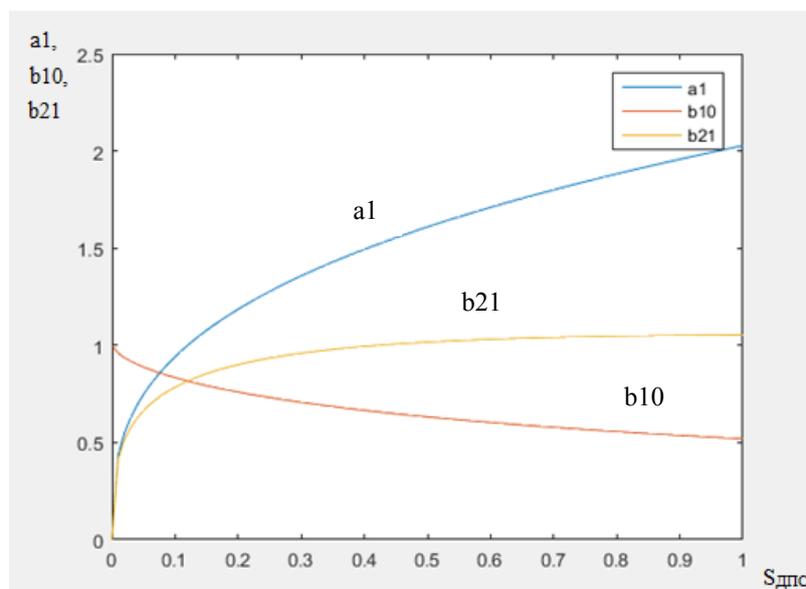


Рис. 5. Изменение оптимальных коэффициентов  $a_1$ ,  $b_{10}$  и  $b_{21}$  в зависимости от начального условия  $0 \leq S_{ДПС} \leq 1$

На рис. 5 показаны графики изменения оптимальных коэффициентов передаточных функций каждого канала измерения в зависимости от изначально заданного значения спектральной плотности  $S_{\text{ДПС}}$  шума на входе доплеровского измерителя путевой скорости. По оси абсцисс отложены значения спектральной плотности дисперсии доплеровского измерителя путевой скорости, по оси ординат – принимаемые значения коэффициентов передаточных функций измерителя при каждом  $S_{\text{ДПС}}$ . Можно заметить, что при максимально заданном  $S_{\text{ДПС}} = 1$  и были получены  $a_1 = 2,0274$ ;  $b_{10} = 0,5195$ ;  $b_{21} = 1,0533$ .

В общем случае сравнить инвариантный и неинвариантный измеритель путевой скорости можно по графикам на рис. 6 (по оси абсцисс отложены частоты сигнала, по оси ординат – значение результирующей дисперсии измерителя путевой скорости).

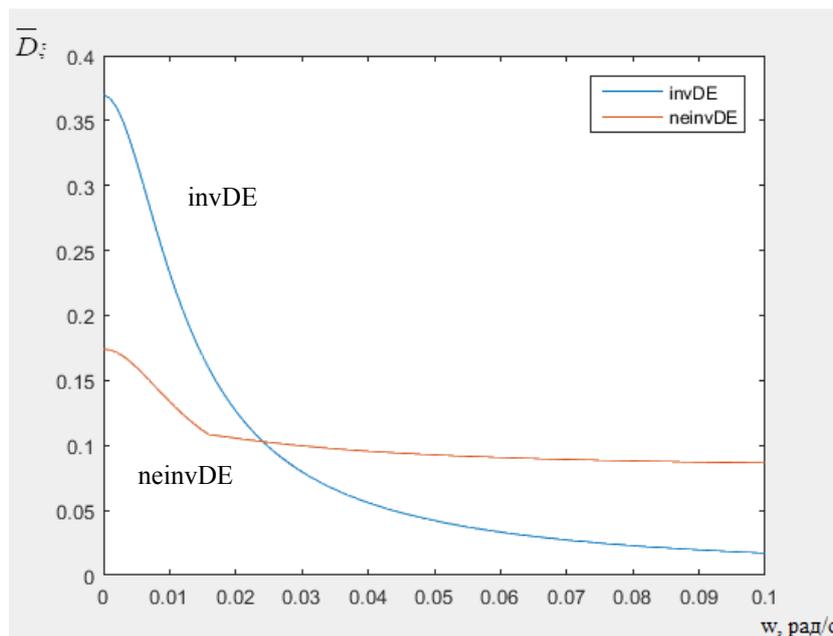


Рис. 6. Распределение дисперсии результирующей погрешности измерителя в инвариантном и неинвариантном случаях по частотам от 0 до 0,1 рад/с

Анализ представленных графиков позволяет сделать следующие выводы:

1. При низких частотах  $\omega$ , близких к нулю, неинвариантный измеритель путевой скорости позволяет добиться наибольшей точности по сравнению с инвариантным. Причём на нулевой частоте неинвариантным измерителем достигается точность практически в 2 раза большая, чем инвариантным ( $neinvD_\xi = 0,1922 \text{ м}^2/\text{с}^2$  против  $invD_\xi = 0,3698 \text{ м}^2/\text{с}^2$ ).

2. На частоте  $\omega' \approx 0,023$  рад/с измеритель имеет одну и ту же дисперсию погрешности как в неинвариантном, так и в инвариантном случаях.

3. На интервале частот  $[0,023; 0,1]$  для инвариантного измерителя может быть достигнута большая точность по сравнению с неинвариантным, однако существенной роли это не играет, поскольку выбранный критерий точности и целевая функция требуют нахождения минимума среднеквадратичной ошибки оценки путевой скорости именно для верхней границы дисперсии.

Таким образом, на нулевой частоте точность измерения неинвариантного измерителя примерно в 2 раза выше, чем инвариантного. По мере увеличения частоты входно-

го шума вычислительного звена измерителя путевой скорости точность измерения в неинвариантном случае становится всё хуже по сравнению с инвариантным (график дисперсии погрешности инвариантного измерителя убывает гораздо более круто, чем неинвариантного измерителя). На частоте 0,023 рад/с инвариантный измеритель сравнивается по точности с неинвариантным, а затем получает выигрыш в точности измерения при дальнейшем увеличении частоты входного шума.

В заключение стоит добавить, что теория оптимальной фильтрации позволяет решить аналогичным способом задачи по оптимизации коэффициентов передаточных функций измерителей других основных параметров низковысотного полёта: углов тангажа  $\vartheta$  и крена  $\gamma$ , вертикальной скорости  $\dot{h}$ , высоты  $h$  [4; 5]. Поскольку речь идёт о низколетящем аппарате, то для каждого из этих параметров будет один и тот же критерий оптимальности – минимум суммарной дисперсии ошибки оценки измеряемого параметра. В случае с измерителем путевой скорости  $V$  удалось добиться увеличения точности измерения благодаря непринятию априорного условия инвариантности измерителя, поскольку в него входит локационный датчик – доплеровский измеритель путевой скорости, спектральная плотность входного шума которого точно известна. Однако если в измерительную систему входят только инерциальные датчики, которые имеют априорную неопределённость, то на неё целесообразнее налагать условие инвариантности.

### **Библиографический список**

1. Сайфуллин Т.И., Ганин С.М. Морской старт космических аппаратов с использованием тяжёлых экранопланов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2010. Т. 1, № 6. С. 305-306.
2. Небылов А.В. Измерение параметров полёта вблизи морской поверхности. СПб: Санкт-Петербургская государственная академия аэрокосмического приборостроения, 1994. 307 с.
3. Лукашенко В.А. Теория ошибок измерений: практикум. Владивосток: Дальневосточный федеральный университет, 2018. 44 с.
4. Петунин В.И., Абдуллина Э.Ю. Аналитический синтез законов управления автопилота // Авиакосмическое приборостроение. 2012. № 3. С. 29-34.
5. Княжский А.Ю., Небылов А.В. Оптимизация продольного и бокового движения летательного аппарата вблизи неровной поверхности по критерию минимума средней геометрической высоты полёта // Авиакосмическое приборостроение. 2017. № 3. С. 28-36.

## **OPTIMIZATION OF THE PARAMETERS OF A GROUND SPEED METER OF LOW-FLYING AIRCRAFT BASED ON THE APPLICATION OF THE THEORY OF OPTIMAL FILTRATION**

© 2023

**M. E. Ivanov** Assistant Professor of the Department of Operation and Control of Aerospace Systems;  
Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation;  
[sindbad1995@list.ru](mailto:sindbad1995@list.ru)

**V. V. Yezerskiy** Doctor of Science (Engineering), Professor;  
Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation;  
[info@guap.ru](mailto:info@guap.ru)

The basic principle of parametric optimization according to the criterion of minimax of variance of the resulting error of estimation of the measured parameter is considered using the example of one of the main elements of an integrated measuring system – a ground speed meter. The meter consists of a Doppler ground speed sensor (location) and an accelerometer with a longitudinal axis of sensitivity (inertial). Based on the data on their measurement errors, the coefficients of the transfer functions of each channel of the meter containing these sensors were optimized. The result of the research is a comparative analysis of the resulting accuracy of the optimized meter for the invariant and non-invariant cases, based on the obtained graphs of the frequency distribution of variances. A reasonable conclusion is made about the advantage of an invariant or non-invariant meter depending on the frequency of the signal. The Matlab R2015a software was used for calculations.

*Optimization of parameters; integrated measuring system; ground speed meter; Doppler sensor; accelerometer; transfer function coefficients; dispersion; invariance*

---

*Citation:* Ivanov M.E., Yezerskiy V.V. Optimization of the parameters of a ground speed meter of low-flying aircraft based on the application of the theory of optimal filtration. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 78-85. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-78-85

### References

1. Sayfullin T.I., Ganin S.M. Sea launch of spacecraft using heavy WIG-crafts. *Aktual'nye Problemy Aviatsii i kosmonavtiki*. 2010. V. 1, no. 6. P. 305-306. (In Russ.)
2. Nebylov A.V. *Izmerenie parametrov poleta vblizi morskoy poverkhnosti* [Measurement of flight parameters near the sea surface]. Saint-Petersburg: St. Petersburg State Academy of Aerospace Instrumentation Publ., 1994. 307 p.
3. Lukashenko V.A. *Teoriya oshibok izmereniy: praktikum* [Theory of measurement errors]. Vladivostok: Far Eastern Federal University Publ., 2018. 44 p.
4. Petunin V.I., Abdullina E.U. Analytical synthesis of laws of control of the autopilot. *Aerospace Instrument-Making*. 2012. No. 3. P. 29-34. (In Russ.)
5. Knyazhsky A.Y., Nebylov A.V. Optimization of longitudinal and lateral motion of vehicle near disturbed surface. *Aerospace Instrument-Making*. 2017. No. 3. P. 28-36. (In Russ.)

## **ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПОНЕНТОВ БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

© 2023

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

Статья посвящена теоретическим аспектам проектирования компонентов бортовой кабельной сети летательного аппарата. Подчеркнута особенность бортовой кабельной сети как технического средства обеспечения работоспособности бортовых систем. Определён состав исходной и разрабатываемой технической документации на бортовую кабельную сеть летательного аппарата. Описана взаимосвязь этапов проектирования бортовой кабельной сети с этапами проектирования летательного аппарата. Постановка общей задачи создания компонентов бортовой кабельной сети представлена как ряд частных подзадач более низкого уровня сложности. В основе метода решения задачи принят ряд преобразований, выполняемых с исходной документацией в целях разработки технической документации для внедрения бортовой системы в комплекс бортового оборудования. Исходная документация смоделирована методом построения графа, задающего отношения между вершинами и дугами. Ряд последовательных преобразований предложенной модели жгута с использованием аппарата топологии и теории множеств позволил сформировать модель компонентов бортовой кабельной сети летательного аппарата, дающей детальное представление о его будущей конструкции. Предложенный научный подход к проектированию компонентов бортовой кабельной сети летательных аппаратов создаёт предпосылки к минимизации эвристической составляющей в процессе проектирования компонентов бортовой кабельной сети летательного аппарата.

*Комплекс бортового оборудования; проектирование бортовой кабельной сети; трассы жгутов; топология; множество*

---

**Цитирование:** Мясников А.Ю. Теоретические аспекты проектирования компонентов бортовой кабельной сети летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 86-98. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-86-98

### **Введение**

Неотъемлемой частью любого современного летательного аппарата (ЛА) является комплекс бортового оборудования (КБО), решающий задачи организации ведения внешней и внутренней радиосвязи, обеспечивающий навигацию и функционирование систем автоматического управления полётом и посадки ЛА, работы силовой установки, функционирования систем жизнеобеспечения экипажа посредством различных бортовых систем (БС). Бортовая кабельная сеть (БКС) играет ключевую роль в обеспечении работоспособности всех БС КБО ЛА, так как функционирование БС без электрических связей невозможно. БКС ЛА посредством жгутов электрических проводов обеспечивает возможность действия КБО ЛА, направленного на удовлетворение функциональных потребностей для реализации полёта ЛА.

Существующие иерархические и итерационные этапы проектирования и конструирования компонентов БКС ЛА берут свое начало с этапа анализа исходных данных о внедряемой системе (ВС) и дальнейшего их преобразования в целях формирования электрических связей БС, интегрированной в КБО конкретного ЛА. При этом коллективами конструкторских бюро (КБ) решаются задачи адаптации исходной документации разработчиков систем под облик конкретного КБО ЛА, учитывающий способы ор-

ганизации на борту ЛА электропитания и управления блоками (элементами) БС, а также осуществления связей информационного обмена с сопрягаемыми БС.

Современная практика проектирования компонентов БКС основана на ограничениях, сформулированных в Государственной и отраслевой нормативно-технической документации (НТД). Среди разработчиков ЛА методы и средства проектирования отличаются особенностями конкретного ЛА и его КБО, внутренними стандартами и методическими указаниями КБ разработчика ЛА как результат накопленного опыта предыдущих поколений, который трудно формализуем.

Отсутствие в современных системах автоматизированного проектирования (САПР) модулей инженерного анализа [1; 2] и синтеза компонентов БКС ЛА сводит достоинства электрических САПР к автоматизации рутинных операций и не позволяет повысить темпы и качество проектирования, низкие показатели которых являются следствием значительной доли эвристической составляющей в деятельности КБ разработчиков ЛА.

### Проведённые исследования и особенности объекта проектирования

Проведённый в работах [3 – 5] анализ состояния теории и практики проектирования и конструирования БКС ЛА выявил ряд проблем в методах и средствах проектирования, которые отражаются на качестве и сроках не только самого проектирования, но и последующего конструирования и производства БКС ЛА, а следовательно и в целом ЛА. Совокупность таких проблем привела к многолетней задержке вывода на рынок компанией Airbus пассажирского лайнера А380 [6] и многомиллионной упущенной выгоде.

Вопросам оптимизации процессов проектирования БКС ЛА посвящены работы [7 – 12]. Проведённые в них исследования теории и практики решения задач проектирования БКС ЛА показали лишь частные их решения. На сегодняшний день в научных работах практически не уделяется внимание проблемам и задачам синтеза компонентов БКС. Многие работы посвящены решению задач, возникающих на заключительных этапах создания БКС, а именно конструированию, производстве и монтаже жгутов электрических проводов на ЛА, выступающих в роли главных компонентов БКС ЛА. Отсутствие алгоритмов и научно-обоснованной методики проектирования электрических схем, таблиц соединений, монтажно-трассовых схем и создаваемых на их основе производственной и технологической документации для изготовления электрожгутов не позволяет сделать заключение об оптимальных решениях задач проектирования и конструирования компонентов БКС ЛА.

Компоненты БКС ЛА, как и любое техническое средство, характеризуются главной существенной особенностью – характером их действия [13].

С общих позиций характер действия компонентов БКС ЛА, а именно жгутов электрических проводов, заключается в передаче сигналов, электроэнергии и информации с минимизацией преобразований  $P$  с целью исключения различий между входом  $I_p$  и выходом  $O_p$ , являющихся представлением начала и конца электрического проводника соответственно (рис. 1).

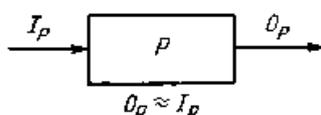


Рис. 1. Модель функционального предназначения компонентов бортовой кабельной сети как технического средства

Применительно к ЛА, где в замкнутых и ограниченных пространствах существуют электромагнитные поля различной природы происхождения, которые генерируются как самими электрическими проводниками, так и радиоэлектронной аппаратурой, задача сохранения уровней питающих сигналов и параметров передачи информации является особо актуальной.

Это предъявляет повышенные требования к проектированию, конструированию и производству компонентов БКС ЛА, трудно поддающихся сравнению с работой по созданию кабельно-жгутовых устройств наземных объектов [14].

### Постановка задачи проектирования компонентов бортовой кабельной сети летательного аппарата

Практика проектирования компонентов БКС ЛА нацелена на получение конструкторской документации (КД), описывающей проекты жгутов электрических проводов, удовлетворяющих комплексу требований НТД. Учитывая проведенный многокритериальный анализ практики проектирования ЛА [3 – 5] и выявленную значительную зависимость этапов проектирования компонентов БКС ЛА от этапов проектирования непосредственно ЛА, представленных на рис. 2, постановка общей задачи проектирования компонентов БКС ЛА может быть представлена комплексом подзадач более низкого уровня сложности, чем первоначальная задача.



Рис. 2. Взаимосвязь этапов проектирования летательного аппарата с основными этапами проектирования компонентов бортовой кабельной сети

Условия задачи в общем виде поставлены математически следующим образом: на основе заданной схемы электрической принципиальной (ЭЗ) БС построить множество соединений  $x$  (компонентов БКС БС, реализующих её схему ЭЗ) в заданном монтажном пространстве  $M$  ЛА с учётом требований НТД и существующей компоновки блоков БС. Эта формулировка связана с решением комплекса специфических подзадач, представление которых в общем виде порождает дерево решений [15], представленное на рис. 3.

Разбиение задач на подзадачи необходимо для того, чтобы с учётом требований и ограничений уменьшить размерность первоначальной задачи. Задача проектирования жгутов в данной работе решается в процессе последовательных изменений представлений, последняя замкнутая формулировка даёт непосредственное решение задачи в целом.

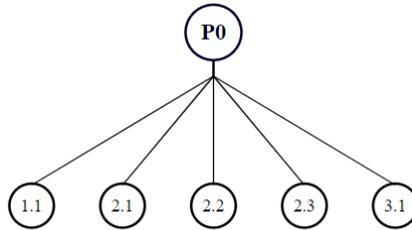


Рис. 3. Дерево решений задачи проектирования жгута

Задача организации электрических связей ВС в КБО ЛА в вербальной форме заключается в построении электрических связей с привязкой этих связей к системе электроснабжения (СЭС) ЛА и вложении некоторой конструкции, реализующей эти связи в конструкцию ЛА с использованием операций преобразования подобия, не влияющих на первоначально заданную электрическую связь.

Формальную постановку общей задачи проектирования компонентов БКС ЛА предлагается изложить с общих позиций топологии. В этом случае под конструкцией ЛА в нашей задаче будем понимать монтажное пространство  $M$ , математической моделью которого является топологическое пространство  $X$ . Таким образом, постановка общей задачи проектирования компонентов БКС ЛА в замкнутой форме заключается в построении в заданном топологическом пространстве  $X$  кривых Жордана, удовлетворяющих основным постулатам теоремы о вложении [16].

### Построение дерева решений поставленной задачи

В связи с необходимостью адаптации исходной документации на ВС к требованиям и особенностям конкретного ЛА и его КБО, вербальная постановка задачи внедрения ВС на борт заключается:

- в компоновке (размещении) элементов (блоков) ВС в монтажном пространстве ЛА;
- организации электрических связей между элементами БС и элементами других взаимодействующих БС из состава КБО, необходимых для функционирования данной БС, на основе заданной технической документации разработчика ВС.

Первая подзадача является отдельным специфическим направлением деятельности КБ разработчика ЛА, практическое и теоретическое решение этой задачи рассмотрению в данной работе не подлежит, однако результат размещения элементов БС в монтажном пространстве, безусловно, учитывается при разработке КД на БКС ЛА.

Подзадача организации электрических связей является ключевой в вопросах проектирования компонентов БКС. Сформулируем для этой подзадачи перечень необходимых действий разработчика ЛА для их последующего перевода в формальный вид и теоретического решения:

1. Построение связей между элементами БС на принципиальном уровне.

1.1. Адаптация исходной документации в целях организации внешних взаимосвязей с сопрягаемыми БС, также организации электропитания, управления и сигнализации внедряемой системы на конкретном КБО с СЭС конкретного ЛА.

2. Построение связей между элементами БС с учётом фактического размещения элементов на борту ЛА.

2.1. Учёт технологических требований, предъявляемых к БКС, путём введения специальных устройств, а именно технологических электросоединителей и распределительно-коммутиционных устройств (РКУ), обеспечивающих технологичность (легкосъёмность) БКС ЛА.

2.2. Учёт электромагнитной совместимости (ЭМС) внедряемых связей.

2.3. Организация мероприятий по обеспечению заданных показателей надёжности электрических связей, от которых зависит работоспособность БС.

3. Представление информации о связях БС для изготовления и размещения в монтажном пространстве ЛА жгутов электрических проводов.

3.1. Разработка таблиц соединений и спецификаций для изготовления жгутов электрических проводов.

3.2. Формирование базы данных с информацией о массово-габаритных характеристиках жгутов электрических проводов для последующей её передачи смежным подразделениям КБ разработчика ЛА в целях определения габаритов конструкции жгутов электрических проводов и их размещения в модели монтажного пространства ЛА.

В замкнутом виде задача внедрения БС на борт ЛА заключается в следующих подзадачах:

1. Построение графа электрических связей схемы БС как отношений вершин и ребер (дуг), определяющей связи между элементами БС.

1.1. Преобразование построенного графа путём введения дополнительных вершин и дуг, регламентирующих связи элементов БС с СЭС, либо сопрягаемыми БС.

2. Преобразование графа электрических связей в топологический граф.

2.1. Представление дуги топологического графа как модели жгута электрических проводов с позиций теории мультимножеств.

3. Преобразование топологического графа в граф отношений. Формирование матрицы смежности и дополнение её отличительными признаками, характеризующими каждую вершину и дугу графа. Свод информации в табличную форму записи, являющейся интерпретацией таблицы соединений.

Таким образом, решение задачи создания модели БКС БС заключается в нахождении последовательности решений подзадач, каждая формулировка которой подразумевает использование конкретных математических аппаратов.

### **Теоретические методы решения задачи**

Синтез образа (модели) жгутов электрических проводов БС представим графом  $G = (V, l)$  (рис. 4), вершинами  $V$  которого служат элементы БС (блоки), а ребрами  $l$  – электрические проводники, соединяющие эти вершины согласно схеме электрической принципиальной абстрактной БС. У дуги инцидентные вершины (конечные точки) различны.

Построение модели БКС БС требует проведения ряда преобразований такого графа электрических связей, одним из преобразований является вложение этих связей в пространство ЛА с учётом свойств и ограничений, присущих ЛА и компоновке его оборудования.

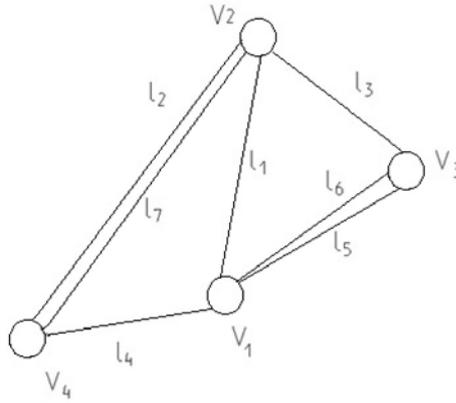


Рис. 4. Граф  $G = (V, l)$  электрических связей абстрактной бортовой системы

На данном этапе о пространстве ЛА условимся говорить как о топологическом пространстве, не имеющем метрику. Это необходимо для пояснения фундаментальных свойств преобразования одного пространства в другое и понятия непрерывности, в рамках которой рассматривается функция  $f(x)$  каждого электрического проводника, то есть можно говорить, что числовая прямая  $R^1$  рассматривается как отдельный провод простого жгута и как пространство, наделённое топологической структурой.

Синтез жгута электрических проводов рассматривается на основе понятия непрерывного отображения. Условия его выполнения упомянуты автором в работе [3]. С формальных позиций отображение  $f$  в монтажном пространстве  $M$  есть соединение монтажных точек  $P$  и  $Q$  этого пространства, которое в абстрактном представлении есть отрезок  $L$  на числовой оси, то есть множество всех чисел, расположенных между двумя монтажными точками  $P$  и  $Q$ . Строгое представление этого отрезка в составе жгута электрических проводов есть его образ  $f(L)$  при непрерывном отображении  $f$ , которое представляет электрический проводник, а именно его криволинейный путь прохождения от точки  $a_i$  до точки  $b_i$ , связанный с конструкцией ЛА (рис. 5).

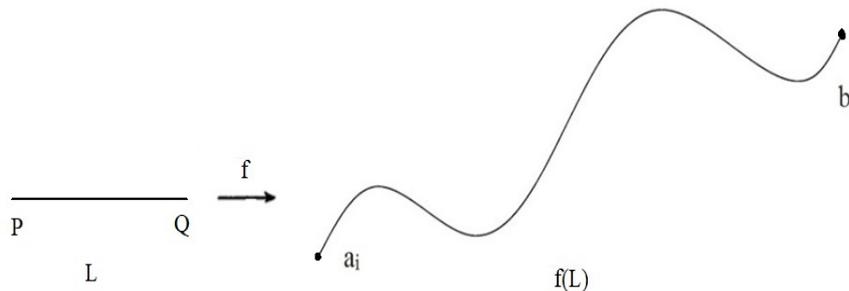


Рис. 5. Топологический образ отрезка  $L$  в виде кривой  $f(L)$

Эта кривая, полученная как образ отрезка  $L$ , относится к узкому классу кривых линий, называемых кривая Жордана [16] – это фигура гомеоморфная электрическому проводнику.

Таким образом, топологический образ любого отрезка из графа электрических связей может быть представлен как набор кривых Жордана в виде топологического графа  $G'$  в пространстве соединений  $A$ , которое выделено из монтажного пространства  $M$  ЛА без учёта метрики (рис. 6).

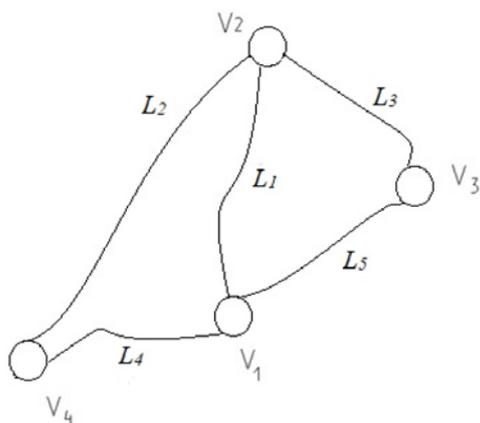


Рис. 6. Топологический граф  $G'$  в пространстве  $A$

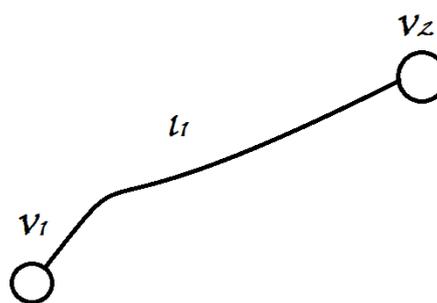


Рис. 7. Идеальная топологическая модель простого жгута  $l_1$

Для конкретизации и детализации информации о соединениях с целью дальнейшего внесения этой информации в таблицы соединений жгутов электрических проводов БС рассмотрим на примере идеальной модели жгута – дуги  $l_1$  на рис. 7, соединяющей вершины  $V_1$  и  $V_2$  топологического графа  $G'$  все электрические проводники (провода), входящие в  $l_1$ .

Каждая точка электрического проводника в топологическом пространстве может быть представлена как множество точек, близко расположенных к данной точке. Применительно к рассматриваемым задачам это определение корректно отображает особенность элементов БС, которые содержат в себе  $n \geq 1$  электрических соединителей, в свою очередь также являющихся вариантом  $\mathcal{E}$ -окрестности для каждой клеммы электрического соединителя (точки  $O$ ) – при варьировании значения  $\mathcal{E}$ -положительного числа как множества всех точек плоскости  $R^2$ , расстояние которых до  $O$  меньше  $\mathcal{E}$  (рис. 8).

Аналогично данное понятие окрестности точки может быть применено не только для вершин электрических проводников, но и в местах его крепления к конструкции ЛА. Варьируя величиной окрестности точки топологического пространства, можно интерпретировать конец и начало проводника как отсек ЛА, блок, электросоединитель или клемма электросоединителя.

Вершина  $V_1$ , являющаяся моделью блока БС, с теоретико-множественной позиции представляет собой некое конечное множество элементов  $V_i = \{S_1, S_2, \dots, S_n\}$ , где  $S$  – это электрический соединитель, причем один и тот же элемент  $S_i$  может присутствовать в  $V_i$  многократно. В этом случае речь идёт не просто о конечных множествах, а о мультимножествах [17].

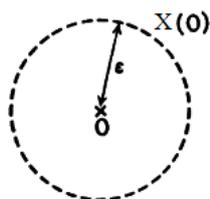


Рис. 8. Понятие  $\mathcal{E}$ -окрестности для точки  $O$  топологического пространства  $X$

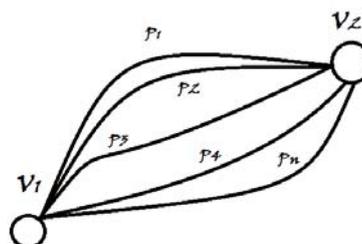


Рис. 9. Представление дуги  $l_1$  как мультимножество элементов  $p$

Электрические соединители  $S$  также являются мультимножествами  $S = \{k_1, k_2, \dots, k_n\}$ , где  $k$  – повторяющиеся элементы (клеммы), которые в электрических соединителях присутствуют многократно (как правило, в электрических разъёмах количество клемм  $k \geq 2$ ).

Дуга  $l_1$ , представляющая образ электрического соединения двух блоков (вершин) БС, является мультимножеством  $L_i = \{p_1, p_2, \dots, p_n\}$ , элементы  $p$  которого представляют собой электрические проводники, соединяющие клемму  $k_i$  одного электросоединителя  $S_i$  вершины  $V_1$  с клеммой  $k_j$  другого электросоединителя  $S_j$  вершины  $V_2$  (рис. 9).

Таким образом, рассмотрение вершин и дуг топологического графа с теоретико-множественной позиции даёт нам представление элементов топологического графа – дуг и вершин как семейства мультимножеств, отношения между которыми могут быть заданы трёхместным предикатом  $P$  в виде матрицы смежности (табл. 1).

Эти данные с учётом всех значений признаков и атрибутов, присущим этим объектам, могут быть представлены более детально в табл. 2.

Таблица 1. Матрица смежности топологического графа  $G'$

	$L_1$	$L_2$	$L_3$	$L_4$	$L_5$
$V_1$	1	1	0	1	0
$V_2$	1	1	1	0	0
$V_3$	0	0	1	0	1
$V_4$	0	1	0	1	0

Таблица 2. Матрица смежности дуги  $L_1$  топологического графа  $G'$

Номер дуги	Номер проводника	Откуда идёт	Куда поступает
$L_2$	$p_1$	$V_1$	$V_2$
	$p_2$	$V_1$	$V_2$
	$p_3$	$V_1$	$V_2$
	$p_4$	$V_1$	$V_2$

Комплект КД на БКС, сформированный из массива схемных и текстовых документов, с общих позиций представляет собой формальные описания мультимножеств. Содержание этих документов отражается с помощью лексических единиц, которые характеризуют особенности каждого из них как многопризнаковых объектов. Введение признаков как атрибутов объекта продиктовано необходимостью отличать объекты друг от друга.

Дополняя сведения о таких соединениях такими данными, как тип провода, сечение провода и длина, проектировщики БКС ЛА составляют табличную форму записи, используемую в производстве жгутов электрических проводов. Такая табличная форма записи в КД на БКС составляет таблицу соединений. Задача разработки таблицы соединений жгутов электрических проводов является замыкающей в задаче синтеза компонентов БКС БС.

### **Разработка алгоритма и пример построения моделей компонентов бортовой кабельной сети**

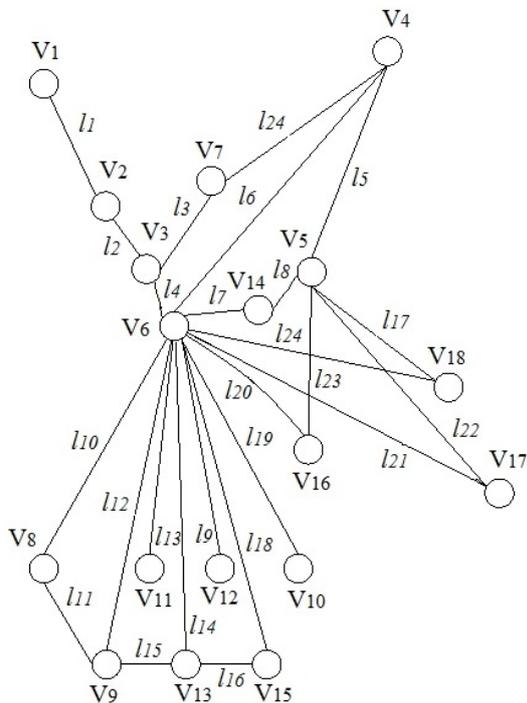
Приведённый в данной статье метод решения задачи синтеза компонентов БКС БС представляет собой алгоритм, описывающий следующий порядок действий:

1. Построение математической модели (графа электрических связей) на основе схемы электрической принципиальной ЭЗ БС.
2. Построение топологического графа на основе топологического преобразования (отображение) электрических связей.
3. Выделение из топологического графа дуги, соединяющей две вершины. Анализ вершин и дуги простого жгута и представление их с теоретико-множественных позиций мультимножествами.
4. Инициализация значений всех признаков и атрибутов, присущих как вершинам, так и проводникам, и последующая их запись в табличную форму.
5. Анализ проекта жгута и оценка его соответствия требованиям НТД.

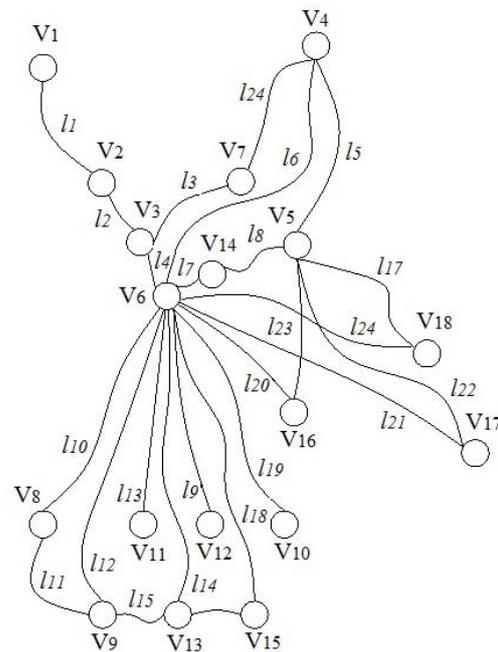
Рассмотрим применение вышеизложенных методов на примере проектирования жгутов электрических проводов системы раннего предупреждения приближения к земле (СРППЗ) среднемагистрального самолёта.

Граф электрических связей системы СРППЗ, вершинами которого служат элементы СРППЗ, а рёбрами – связи между этими элементами, представлен на рис. 10.

Преобразование графа  $G$  в топологический граф  $G'$  на рис. 11 соотносит каждой вершине графа  $G$  выделенную точку трёхмерного монтажного пространства  $M$  ЛА.



*Рис. 10. Граф  $G = (V, l)$  электрических связей системы раннего предупреждения приближения к земле*



*Рис. 11. Топологический граф  $G'$  электрических связей системы раннего предупреждения приближения к земле*

Рассмотрение дуги  $L_1$  с теоретико-множественных позиций формирует частично заполненную табл. 3.

Таблица 3. Модель таблицы соединений жгута бортовой системы

Номер провода	Откуда идёт			Куда поступает		
	Устройство	Элемент заделка	Контакт	Устройство	Элемент заделка	Контакт
$p_1$	$V_1$	$S_i$	$k_i$	$V_2$	$S_j$	$k_j$
$p_2$	$V_1$	$S_i$	$k_i$	$V_2$	$S_j$	$k_j$
$p_3$	$V_1$	$S_i$	$k_i$	$V_2$	$S_j$	$k_j$

Для полноценного заполнения табл. 3 по форме, являющейся основой для конструирования и производства реального жгута, введём в эту таблицу признаки, характеризующие физические сущности связей и устройств. Полученный результат приведён в табл. 4.

Таблица 4. Таблица соединений жгута системы раннего предупреждения приближения к земле среднемагистрального самолёта

Данные провода			Номер обозначения провода	Откуда идёт			Куда поступает		
Марка	Сечение, мм <sup>2</sup>	Длина, м		Устройство	Элемент заделка	Контакт	Устройство	Элемент заделка	Контакт
Номер жгута – 14432-120-05, его масса – 0,530 кг									
БПДОУ	0,2	3,0	14432F1-8	024.57.44 -133 БК аппаратуры правый шп. 10	024.57.4 4-X2 СНЦ23- 55/33 Р- 6-а-В	18	Стеллаж 113 шп. 12-13	168.113 СНЦ23- 61/36 В-6- а-В	18
БПДОУ	0,2	3,0	14432F1-9			19			19
БПДОУ	0,2	3,0	14432F1-7			21			20
БПДОУ	0,2	3,0	14432F1-3			22			21

Данный пример иллюстрирует адекватность предложенных математических моделей компонентов БКС ЛА – жгутов электрических проводов для их последующего преобразования в конечную форму таблиц соединений, используемых в производстве жгутов семейства самолётов Ту-204/Ту-214.

### Заключение

Практическая значимость разработанных и апробированных методов моделирования компонентов БКС заключается в формулировке и алгоритмизации основных положений научно обоснованной методики проектирования компонентов БКС ЛА с целью создания модулей инженерного синтеза и анализа САПР для совершенствования методов и средств проектирования компонентов БКС ЛА.

Рассмотрение процесса синтеза (проектирования) компонентов БКС ЛА с топологических позиций и теории мультимножеств открывает новые возможности в автоматизации проектирования БКС ЛА. Использование понятие отрезка и узкого класса кривых линий, так называемых кривых Жордана [16], математически сформировало образ жгута электрических проводов. Дополнение предложенной топологической модели

конкретными признаками и атрибутами теории мультимножеств позволяет перейти от математической среды к конкретной физической структуре.

Многокритериальный анализ и синтез жгута, реализуемый в рамках предварительно выделенной группы путём введения операции объединения элементов этого жгута в законченную конструкцию, позволяет формализовать этот процесс, не потеряв при этом уникальность каждого многопризнакового объекта, обладающего информационными, энергетическими и массово-габаритными характеристиками. Это позволяет проводить инженерный анализ на предмет оценки соответствия жгута электрических проводов требованиям НТД на самых ранних этапах проектирования.

На основе приведённых в работе теоретических положений проектирования компонентов БКС впервые поставлена задача с использованием математического аппарата топологии, отражающей реальную деятельность коллективов КБ по внедрению БС в КБО ЛА и вложению конструкций жгутов электрических проводов в конструкцию ЛА.

Предложенные методы решения поставленной задачи охватывают весь комплекс задач по структурно-параметрическому проектированию компонентов БКС, то есть решению задачи визуализации и последующей обработки данных, присущих разрабатываемому объекту, в целях разработки КД для последующего конструирования и производства компонентов БКС ЛА.

### **Библиографический список**

1. Информационное обеспечение, поддержка и сопровождение жизненного цикла изделия: справ.-учеб. пособие / под ред. В.В. Бакаева. М.: Машиностроение-1, 2005. 624 с.
2. Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение / под ред. А.Г. Братухина. М.: НИЦ АСК, 2008. 608 с.
3. Коптев А.Н., Мясников А.Ю. Теоретические основы проектирования простых жгутов бортовой кабельной сети летательного аппарата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 4. С. 76-86. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-76-86
4. Коптев А.Н., Мясников А.Ю. Концептуальные основы проектирования сложных жгутов бортовой кабельной сети летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 2. С. 19-30. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-19-30
5. Мясников А.Ю. Проектирование компонентов бортовых кабельных сетей с учётом требований технологичности // Онтология проектирования. 2023. Т. 13, № 3 (49). С. 368-379. DOI: 10.18287/2223-9537-2023-13-3-368-379
6. Grabowski R. When the result of CAD is failure (with some solutions). <https://www.upfrontezine.com/2015/11/when-the-result-of-cad-is-failure-with-some-solutions.html>
7. Биктулов С.В. Разработка технологичных электрических жгутов бортовых кабельных сетей // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Т. 18, № 4-3. С. 597-603.
8. Кириллов В.Ю., Слипаченко А.А. Проектирование бортовой кабельной сети перспективного летательного аппарата // Труды МАИ. 2012. № 59.
9. Низамов Р.А. Автоматизированное проектирование бортовой кабельной сети беспилотного летательного аппарата // Сборник тезисов докладов XLIII Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения – 2017» (5-19 апреля 2017 г., Москва). М.: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2017. С. 103.

10. Вахничев А.В. Проектирование бортовой кабельной сети летательных аппаратов с применением современных средств автоматизированного проектирования // Практическая силовая электроника. 2014. № 4 (56). С. 50-56.

11. Биктулов С.В., Чупахин Я.Н. Разработка высокотехнологичных бортовых кабельных сетей самолётов // Известия Самарского научного центра РАН. 2014. Т. 16, № 1-5. С. 1309-1315.

12. Молозин А.В., Чупахин Я.Н. Разработка, представление в электронном виде и сопровождение в производстве электрических схем самолёта // Известия Самарского научного центра РАН. 2013. Т. 15, № 4-4. С. 907-910.

13. Дитрих Я. Проектирование и конструирование: системный подход. М.: Мир, 1981. 456 с.

14. Федоров Е.Ю., Терещук В.С. Автоматизированная трассировка жгутов и проводов грузового автомобиля // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2013. № 3. С. 60-64.

15. Кристофидес Н. Теория графов. Алгоритмический подход. М.: Мир, 1978. 432 с.

16. Комацу М. Многообразие геометрии. М.: Знание, 1981. 208 с.

17. Петровский А.Б. Пространства множеств и мультимножеств. М.: УРСС, 2003. 246 с.

## THEORETICAL ASPECTS OF DESIGNING THE COMPONENTS OF AN AIRCRAFT ONBOARD CABLE NETWORK

© 2023

**A. Yu. Myasnikov** Chief of Brigade “Onboard Cable Networks”;  
Samara Branch of Design Office of SC “Tupolev”, Samara, Russian Federation;  
[lesha-myasnikov@yandex.ru](mailto:lesha-myasnikov@yandex.ru)

The article presents theoretical foundations of designing the components of an aircraft onboard cable network, proposed as a methodology for solving the problems of designing onboard equipment. The composition of the initial and developed technical documentation for the aircraft onboard cable network is determined. The article also shows the relationship between the stages of designing the onboard cable network and the stages of designing the aircraft. The formulation of the general task of creating the components of an onboard cable network is presented as a number of particular subtasks of a lower level of complexity. The method for solving the problem is based on a number of transformations performed with the original documentation in order to develop technical documentation for the introduction of the onboard system into the complex of onboard equipment. A number of successive transformations of the proposed bundle model using the apparatus of topology and multiset theory made it possible to form a model of the components of the onboard cable network of an aircraft that gives a detailed view of its future design. The proposed scientific approach to the design of aircraft onboard cable network components created the prerequisites for minimizing the heuristic component in the process of designing aircraft onboard cable network components.

*Aircraft equipment set; aircraft onboard cable network design; harness; topology; multiset*

---

*Citation:* Myasnikov A.Yu. Theoretical aspects of designing the components of an aircraft onboard cable network. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 86-98.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-86-98

## References

1. *Informatsionnoe obespechenie, podderzhka i soprovozhdenie zhiznennogo tsikla izdeliya: sprav.-ucheb. posobie / pod red. V.V. Bakaeva* [Information supply, support and maintenance of the product life cycle]. Moscow: Mashinostroenie-1 Publ., 2005. 624 p.
2. *Rossiyskaya entsiklopediya CALS. Aviatsionno-kosmicheskoe mashinostroenie / pod red. A.G. Bratukhina* [Russian encyclopedia CALS. Aerospace engineering / ed. by A.G. Bratukhin]. Moscow: NITs ASK Publ., 2008. 608 p.
3. Koptev A.N., Myasnikov A.Yu. Development of ordinary harness for aircraft onboard cable networks. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 4. P. 76-86. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-76-86
4. Koptev A.N., Myasnikov A.Yu. Conceptual framework of designing complex bundles of aircraft on-board cable network. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 2. P. 19-30. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-2-19-30
5. Myasnikov A.Yu. Designing onboard cable networks components considering the manufacturability requirements. *Ontology of Designing*. 2023. V. 13, no. 3. P. 368-379. (In Russ.). DOI: 10.18287/2223-9537-2023-13-3-368-379
6. Grabowski R. When the result of CAD is failure (with some solutions). Available at: <https://www.upfrontezine.com/2015/11/when-the-result-of-cad-is-failure-with-some-solutions.html>.
7. Biktulov S.V. Development, electronic representation and overall experience of aircraft cable networks. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2016. V. 18, no. 4-3. P. 597-603. (In Russ.)
8. Kirillov V.Y., Slipachenko A.A. Design of onboard cable network of the perspective aircraft. *Trudy MAI*. 2012. No. 59. (In Russ.)
9. Nizamov R.A. Computer-aided design onboard cable network of unmanned aircraft. *Sbornik tezisov dokladov XLIII Mezhdunarodnoy molodezhnoy nauchnoy konferentsii «Gagarinskie Chteniya – 2017» (April, 5-19, 2017, Moscow)*. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2017. P. 103. (In Russ.)
10. Vakhnichev A.V. Design of aircraft onboard cable network using modern cad facilities. *Prakticheskaya Silovaya Elektronika*. 2014. No. 4 (56). P. 50-56. (In Russ.)
11. Biktulov S.V., Chupakhin Ya.N. Development of aircraft Hi-Tech onboard cable networks. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2014. V. 16, no. 1-5. P. 1309-1315. (In Russ.)
12. Molozin A.V., Chupakhin Y.N. Development, electronic representation and overall experience in the manufacture of electrical aircraft scheme. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2013. V. 15, no. 4-4. P. 907-910. (In Russ.)
13. Dietrych J. System i konstrukcja. Warszawa: Wydawnictwa Naukowo-Techniczne Publ., 1978. 403 p.
14. Fedorov E.Yu., Tereshchuk V.S. Automatic tracing of truck harness and wires. *Vestnik Vestnik Kazanskogo Gosudarstvennogo Tekhnicheskogo Universiteta im. A.N. Tupoleva*. 2013. No. 3. P. 60-64. (In Russ.)
15. Christofides N. Graph theory: an algorithmic approach. New York: Academic Press, 1975. 400 p.
16. Komatsu M. *Mnogoobrazie geometrii* [Variety of geometries]. Moscow: Znanie Publ., 1981. 208 p.
17. Petrovskiy A.B. *Prostranstva mnozhestv i mul'timnozhestv* [Spaces of sets and multisets]. Moscow: URSS Publ., 2003. 246 p.

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПРИ ЧИСЛЕННОМ МОДЕЛИРОВАНИИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ СТУПЕНИ ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА

© 2023

- В. В. Еременко** инженер Передовой инженерной школы «Моторы будущего»; Уфимский университет науки и технологий; [vlad.ereenko@yandex.ru](mailto:vlad.ereenko@yandex.ru)
- А. Е. Михайлов** кандидат технических наук; старший научный сотрудник Передовой инженерной школы «Моторы будущего»; Уфимский университет науки и технологий; [mikhailov.ugatu@gmail.com](mailto:mikhailov.ugatu@gmail.com)
- А. Б. Михайлова** кандидат технических наук; старший научный сотрудник Передовой инженерной школы «Моторы будущего»; Уфимский университет науки и технологий; [alexandra11112007@yandex.ru](mailto:alexandra11112007@yandex.ru)
- М. О. Горюхин** инженер Передовой инженерной школы «Моторы будущего»; Уфимский университет науки и технологий; [terrorable2@yandex.ru](mailto:terrorable2@yandex.ru)
- Д. Г. Красноперов** инженер Передовой инженерной школы «Моторы будущего»; Уфимский университет науки и технологий; [daniil.k1999@mail.com](mailto:daniil.k1999@mail.com)

Адекватность CFD-модели турбомашин может зависеть от целого ряда факторов: модели турбулентности, качества сеточной модели, граничных условий, настроек решателя, учёта вторичных геометрических факторов и т.д. Целью данной работы является выработка практических рекомендаций при CFD-расчётах центробежных компрессоров на основе валидации модели экспериментальной ступени компрессора NASA High Efficiency Centrifugal Compressor. Приведены результаты исследования сеточной независимости решения, в результате которой определено, что оптимальная сеточная модель ступени центробежного компрессора составляет 3 млн элементов. Произведены расчёты экспериментальной ступени центробежного компрессора при различных моделях турбулентности, а именно SST,  $k - \varepsilon$ , BSL EARSМ и GEKO. Полученные расчётные данные сравнивались с экспериментальными данными NASA по интегральным параметрам (степень повышения давления, расход воздуха, адиабатический КПД), а также по дифференциальным параметрам (распределение статического давления в сечении за лопаточным диффузором). Вычислены затраты машинного времени на CFD-расчёт при применении различных моделей турбулентности. По результатам проведённых исследований были сформулированы рекомендации по применению моделей турбулентности SST,  $k - \varepsilon$ , BSL EARSМ и GEKO для численного моделирования центробежных компрессоров.

*Центробежный компрессор; вычислительная гидрогазодинамика; модель турбулентности; численное моделирование*

---

**Цитирование:** Еременко В.В., Михайлов А.Е., Михайлова А.Б., Горюхин М.О., Красноперов Д.Г. Сравнительный анализ влияния моделей турбулентности при численном моделировании экспериментальной ступени центробежного компрессора // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 99-111. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-99-111

### Введение

На сегодняшний день технологии цифровых двойников (Digital Twin) находят применение практически во всех программах создания авиационной техники для ускорения и совершенствования процесса проектирования, сопровождения эксплуатации и т.д. Цифровой двойник – это семейство сложных мультидисциплинарных моделей с высоким уровнем адекватности реальным материалам/реальным объектам и т.д., опи-

сываемых 3D нестационарными нелинейными дифференциальными уравнениями в частных производных [1; 2].

Цифровой двойник авиационного двигателя включает в себя множество связанных физических и математических моделей, каждая из которых описывает тепловые, прочностные, акустические и газодинамические характеристики изделия. Одним из элементов цифрового двойника авиационного двигателя является численная модель газодинамических и акустических процессов в турбомашине. В рамках цифрового двойника на этапе проектирования методы вычислительной гидродинамики (CFD – computational fluid dynamics) являются на сегодняшний день промышленным стандартом, используются для создания виртуальных испытательных стендов. Высокоадекватные CFD-расчёты используются для виртуальных испытаний, являются более дешёвым аналогом стендовых испытаний, позволяющим значительно снизить как стоимость испытаний, так и временные затраты на их проведение [3].

Однако широкое применение численного моделирования не снимает необходимости проведения поверочных испытаний. Накопленный в отрасли опыт показывает, что не существует единого универсального подхода к решению задач вычислительной гидродинамики. Для получения адекватного результата для каждого круга задач необходимо формировать и регулярно обновлять практические рекомендации и методические подходы к постановке вычислительного эксперимента. При этом при постановке и решении задачи необходимо стремиться к уменьшению вычислительных и временных затрат без потерь качества решения.

### **Модели турбулентности**

На сегодняшний день CFD-методы применяются при создании широкого спектра турбомашин. Существует большое разнообразие программных продуктов, применяемых для численного моделирования турбомашин, таких как ANSYS, Numeca Fine/Turbo, FlowVision, Fluent, Comsol и др. [4; 5].

Данные программные комплексы базируются на решении стационарной/нестационарной по времени системы уравнений Навье-Стокса на основе осреднения по числу Рейнольдса в потоке RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes). RANS модель описывает осреднённое по времени стационарное течение газа. В такой системе уравнений Навье-Стокса появляются новые функции, которые характеризуют кажущиеся турбулентные напряжения. Система уравнений, осреднённых по числу Рейнольдса в потоке, содержит шесть неизвестных и оказывается незамкнутой, в связи с чем для её решения приходится использовать модели турбулентности.

На современном этапе развития методов численного моделирования применяются модели турбулентности с двумя дифференциальными уравнениями. Первая модель такого рода предложена Колмогоровым в 1942 году [6], а позднее и Вилкоксом [7]. Эта модель турбулентности представляет собой уравнение переноса кинетической энергии  $k$  и частоты турбулентных пульсаций  $\omega$ . Модель типа  $k - \omega$  способна к расчёту пристенной турбулентности без ведения специальных функций, при этом она довольно требовательна к сеточной модели. Однако решение очень чувствительно к граничным условиям во внешнем потоке [8 – 10].

В 1945 году Чоу предложил модель с двумя дифференциальными уравнениями  $k - \varepsilon$ , данная модель турбулентности на сегодняшний день широко применяется при численном моделировании. В целом  $k - \varepsilon$  хорошо предсказывает свойства свободных сдвиговых течений, однако при расчёте пристенных течений требуются пристенные функции, что значительно усложняет модель [8; 11]. В 1993 году Ментер предложил свою смешанную модель, сочетающую модель  $k - \omega$  и  $k - \varepsilon$ , впоследствии названную *BaseLine (BSL)*. Хотя модель турбулентности *BSL* включает в себя преимущества  $k - \varepsilon$

и  $k - \omega$  моделей турбулентности, она всё же не позволяет предсказать начало отрыва потока и масштаб отрыва потока от поверхности лопатки. Для решения данных проблем была предложена наиболее часто применяемая в турбомашине модель ( $SST - Shear Stress Transport$ ), в которой в пристеночной области используется  $k - \omega$  модель, во внешнем потоке  $k - \epsilon$  модель [12]. При CFD-расчётах, как правило, SST модель имеет трудности при расчёте сильных вторичных течений, при котором образуются вторичные вихри [8]. Поэтому в этих случаях оправдано использование явных алгебраических моделей рейнольдсовых напряжений (Explicit Algebraic Reynolds Stress Models – EARSM). Данная модель не использует предположение об изотропности турбулентной вязкости, в ней решаются уравнения переноса для рейнольдсовых напряжений и уравнения для скорости турбулентной диссипации  $\epsilon$ . Требуется пять дополнительных уравнений при двухмерной и семь дополнительных уравнений при трёхмерной постановке. Из-за того, что модель рейнольдсовых напряжений описывает эффекты вращения, кривизны, резкого изменения напряжений между слоями более строго, чем одно- и двухпараметрические модели, то теоретически она имеет больший потенциал для более точного расчёта сложных потоков [13 – 15]. В 2018 году в Ansys CFX была добавлена модель турбулентности GEKO (Generalized k-Omega), в которую заложено 4 основных отладочных коэффициента и 2 дополнительных отладочных коэффициента. Использование отладочных коэффициентов позволяет использовать GEKO для различных задач аэродинамики и гидрогазодинамики.

Адекватность CFD-модели турбомашин может зависеть от целого ряда факторов: модели турбулентности, качества сеточной модели, граничных условий, настроек решателя, учёта вторичных геометрических факторов и т.д. Однако при разработке CFD-модели следует разделять решаемые задачи на поисковые и доводочные (оптимизационные). В первом случае настройки должны обеспечивать максимальную быстроту расчёта при достаточной точности моделирования. Во втором случае стоит задача максимально точно воспроизвести условия реального течения для проведения оптимизации и виртуальных испытаний. Целью данной статьи является выработка практических рекомендаций при CFD-расчётах центробежных компрессоров (ЦБК) на основе валидации модели экспериментальной ступени компрессора NASA HECC.

### Описание объекта исследования

Объектом численного моделирования является экспериментальная ступень центробежного компрессора NASA High Efficiency Centrifugal Compressor (HECC) (рис. 1) [16]. Ступень NASA HECC является усовершенствованной модификацией широко известной при проведении валидационных исследований ступени NASA CC3. Основные проектные параметры ступени NASA HECC представлены в табл. 1.

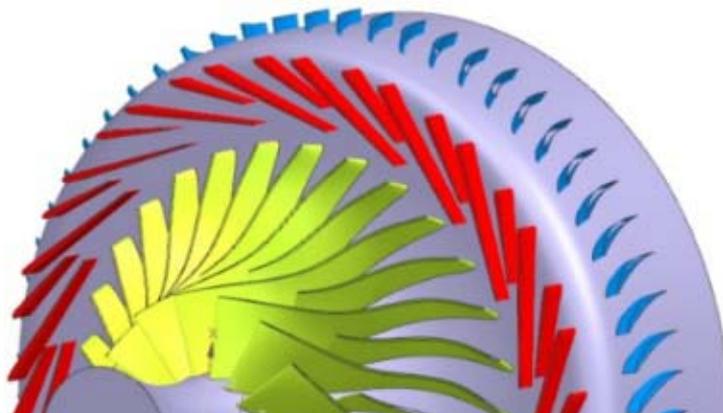


Рис. 1. Центробежный компрессор HECC

Таблица 1. Основные параметры центробежного компрессора HECC

Параметры	Значение
Проектная частота вращения	21789 об/мин
Политропический КПД	>0,88
Степень повышения давления	4,85
Приведенный расход воздуха на входе	10 кг/с
Втулочный диаметр на входе в РК	81 мм
Концевой диаметр на входе в РК	215 мм
Диаметр на выходе из РК	431,5 мм
Радиальный зазор	0,3 мм
Втулочный диаметр на выходе из СА	603 мм
Концевой диаметр на выходе из СА	625 мм

Экспериментальная ступень ЦБК включает рабочее колесо, радиальный лопаточный диффузор и осевой спрямляющий аппарат. Рабочее колесо выполнено открытым, имеет по 15 основных и сплиттерных лопаток. При этом с целью достижения максимального значения КПД сплиттерные лопатки смещены относительно центра канала, образованного основными лопатками. Лопатки рабочего колеса имеют эллиптические передние и задние кромки. Лопаточный диффузор имеет 20 основных и сплиттерных лопаток, осевой спрямляющий аппарат имеет 60 лопаток.

Экспериментальная ступень NASA HECC была испытана в NASA Glenn Research Center (рис. 2).

В результате испытаний была получена характеристика, а также детально исследованы особенности течения в экспериментальной ступени.

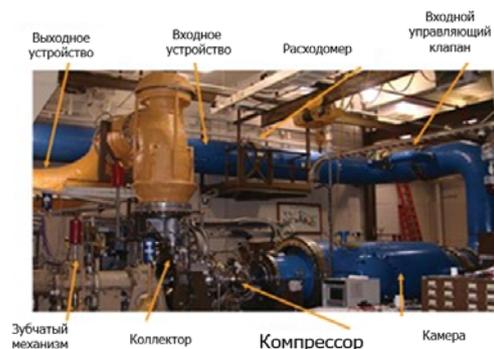


Рис. 2. Стенд испытаний центробежного компрессора

### Описание численной модели

Для валидационных расчётов использован ANSYS CFX, для формирования сеточной модели ANSYS TurboGrid. Входным граничным условием является температура и давление заторможенного потока, соответствующие стандартным атмосферным условиям. Перед рабочим колесом расположена удлинённая входная область с целью формирования реалистичного поля скоростей с развитым пограничным слоем на входе в колесо. Расчёты проводились на проектной частоте вращения 21789 об/мин (100%), а также на относительных частотах вращения 90, 95 и 105%. В области запирания в качестве граничного условия на выходе использовалось статическое давление, на горизонтальном участке напорной ветви использовался массовый расход воздуха. Изменение типа граничных условий на горизонтальном участке напорной ветви оправдано вследствие высокой чувствительности расчёта к статическому давлению в области минимальных значений  $d\pi_k/dG_{в.пр}$ . В качестве граничного условия между различными областями (статор-ротор, ротор-статор, статор-статор) было выбрано условие Stage (Mixing-Plane), которое допускает течение потока в обоих направлениях через поверхность раздела и усредняет в окружном направлении все параметры расчёта [17]. На рис. 3 показано графическое представление расчётной области.

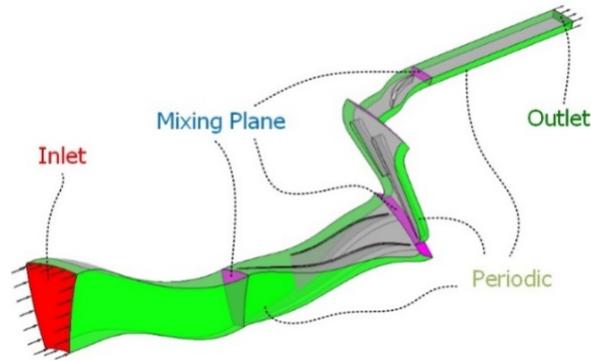


Рис. 3. Граничные условия расчётной модели центробежного компрессора

Критериями сходимости расчётов принято достижение заданного уровня невязок (среднеквадратичное отклонение (RMS – Root Mean Square) по основным уравнениям до значений ниже  $10e-4$ ), значений по Imbalance (относительная разница параметров на выходе и входе из домена) ниже 0,1%.

Применение различных моделей турбулентности требует определенного качества дискретизации пристеночной области, определяемого безразмерным параметром  $y^+$  (безразмерное расстояние от стенки до первой ячейки сетки):

$$y^+ = \frac{\rho \nu y}{\mu},$$

где  $\rho$  – плотность рабочего тела;  $\nu$  – характерная скорость;  $y$  – абсолютное расстояние от стенки до первой ячейки сетки;  $\mu$  – динамическая вязкость рабочего тела.

При применении моделей турбулентности, основанных на потоках с высокими числами Рейнольдса, ближайший к стенке контрольный объём должен попадать в область логарифмического подслоя турбулентного пограничного слоя ( $y^+ > 30$ ). К таким моделям турбулентности относится в первую очередь  $k-\varepsilon$ . В случае применения моделей турбулентности, основанных на потоках с низкими числами Рейнольдса, (SST,  $k-\varepsilon$  и основанные на ней модели), ближайший к стенке контрольный объём должен попадать в область ламинарного подслоя  $y^+ < 2$ . Однако, как правило, задание безразмерного параметра  $y^+ < 2$  сопряжено с существенным увеличением размерности сеточной модели, что приводит к значительному росту затрат машинного времени. Для исследовательских и проектных задач применение моделей турбулентности, основанных на потоках с низкими числами Рейнольдса, возможно при  $y^+ < 10$  [18].

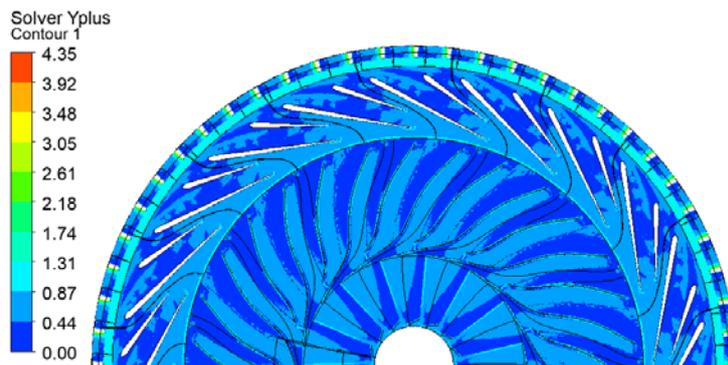


Рис. 4. Параметр  $y^+$  в расчётной области

При расчёте центробежного компрессора максимальные значения  $y^+$  возникают на границе раздела рабочего колеса и лопаточного диффузора (рис. 4), а также на лопатках рабочего колеса вследствие возникновения в этих областях наибольших абсолютных скоростей. Поэтому в дальнейшем  $y^+$  будет осредняться и оцениваться по этим областям.

## Результаты

### Исследование сеточной независимости решения

При применении SST модели турбулентности был произведён расчёт сеточных моделей с различным средним уровнем  $y^+$ . Целью исследования сеточной независимости решения был поиск оптимальной размерности сеточной модели (рис. 5). Для каждого расчёта были оставлены без изменений все остальные настройки расчётов (рабочее тело, граничные условия и др.).

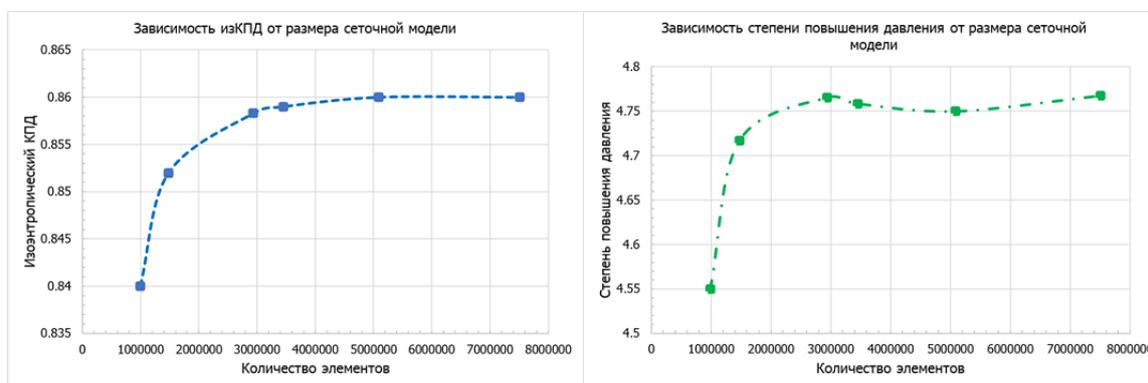


Рис. 5. Зависимость КПД и степени повышения давления от количества элементов сеточной модели

Для исследования сеточной независимости решения были построены напорные ветви и линии КПД характеристики ступени ЦБК. Как видно из результатов, необходимый и достаточный размер сеточной модели равен 3-4 млн элементов. Дальнейшее измельчение нецелесообразно ввиду незначительного изменения КПД и степени повышения давления компрессора (рис. 5).

Для последующих расчётов была принята сеточная модель с количеством элементов 3 млн (их них 2 млн в расчётной области рабочего колеса, 1 млн в расчётной области лопаточного диффузора, 0,2 млн в расчётной области спрямляющего аппарата). В обоих доменах  $y^+ < 5$ . Осреднённый  $y^+$  на рабочем колесе составляет 4, на лопаточном диффузоре 2. На входной и выходной кромках количество элементов было увеличено до 8-10 млн.

### Влияние моделей турбулентности

На основе обзора отечественных и зарубежных литературных источников в области численного моделирования центробежных компрессоров выбраны для анализа следующие модели турбулентности:

- SST (Shear Stress Transport);
- $k - \varepsilon$ ;
- BSL (EARSM);
- Generalized  $k$ -Omega (GEKO) с исходными настройками.

Сравнение расчётной характеристики компрессора с CFD-расчётами NASA и экспериментальными данными показано на рис. 6, 7.

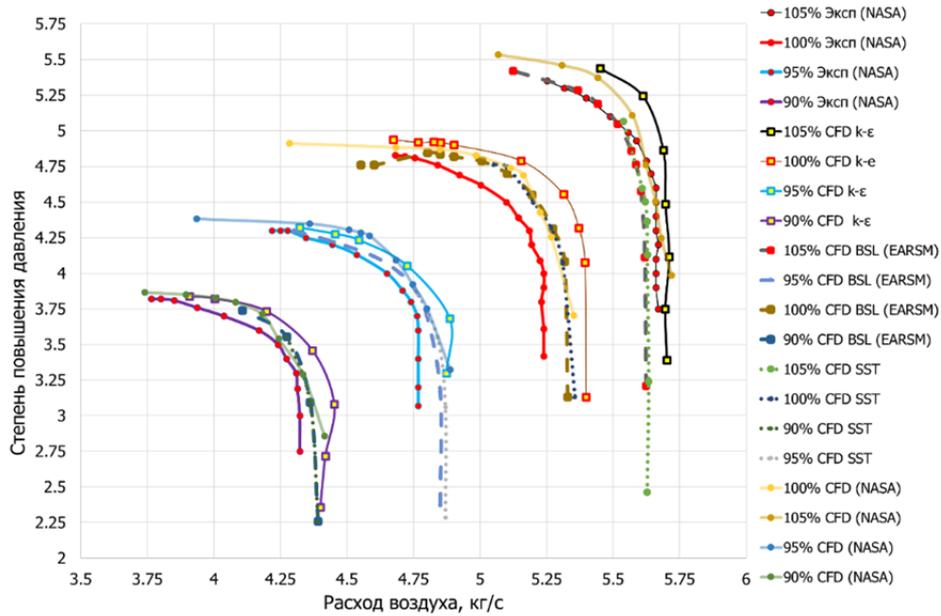


Рис. 6. Характеристика компрессора при различных моделях турбулентности

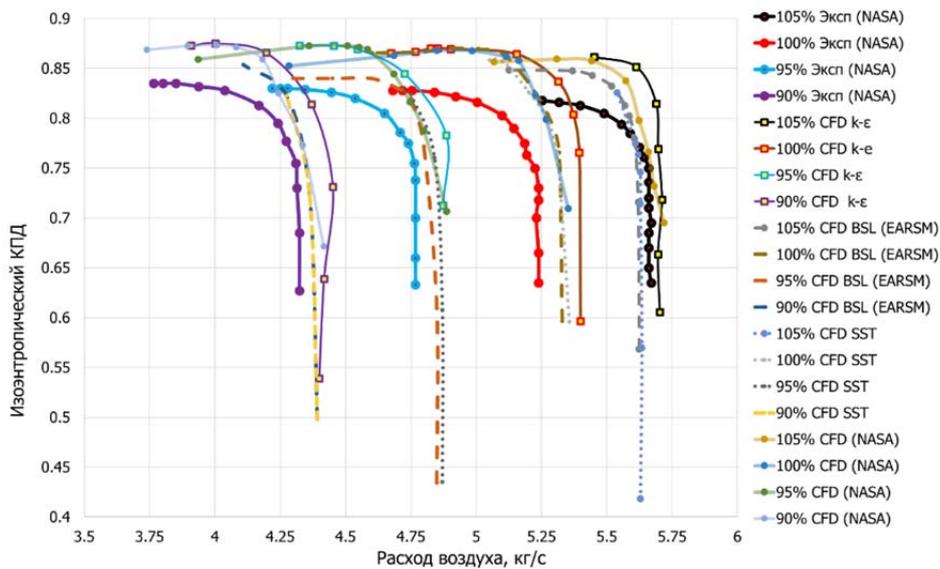


Рис. 7. Линии КПД на характеристике компрессора при различных моделях турбулентности

Результаты показывают, что погрешности по степени повышения давления и расходу воздуха при применении моделей BSL (EARSM) и GEKO составляют не более 1%. Модель турбулентности SST, наиболее широко применяемая при моделировании турбомашин, вызывает смещение границы устойчивой работы ЦБК из-за возникновения интенсивных срывных зон. Модель турбулентности  $k - \epsilon$  показала относительно большую погрешность по степени повышения давления и КПД в сравнении с другими моделями.

Для того, чтобы получить более реальную оценку качества расчётной модели, необходимо не только сопоставлять интегральные параметры, но и дифференциальные

параметры (картину течения потока). На рис. 8, а представлены результаты измерений NASA распределения давления заторможенного потока на выходе из лопаточного диффузора. Измерения проводились при помощи специальной гребёнки приёмников давления заторможенного потока (рис. 8, б). Каналы А и В образуют межлопаточный канал между двумя основными лопатками диффузора. Канал А образован корытом основной лопатки и спинкой сплиттерной лопатки, а канал В – корытом сплиттерной лопатки и спинкой основной лопатки.

Расчёт проводился для одной и той же осреднённой по массовому расходу степени повышения давления на выходе из компрессора. Шкала для каждого расчёта была изменена в соответствии с максимальным значением давления заторможенного потока в эксперименте.

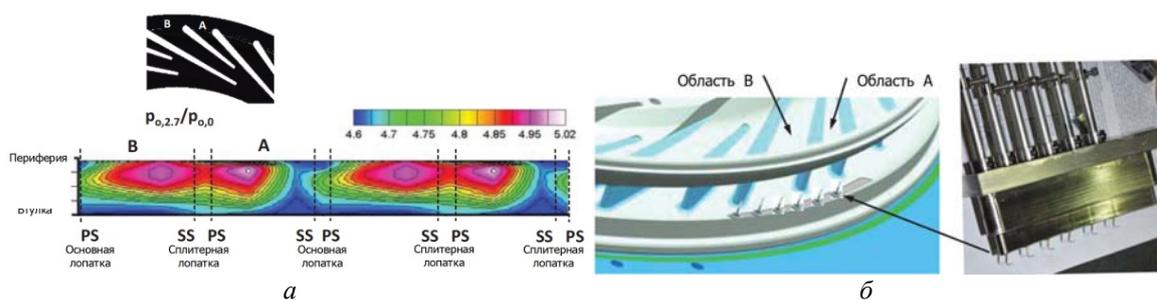


Рис. 8. Распределение давления, размещение и конфигурация гребёнки приёмников давления заторможенного потока на выходе из лопаточного диффузора:  
 а – распределение замеренного давления заторможенного потока за лопаточным диффузором в проектной точке при относительной частоте вращения 100%;  
 б – размещение и конфигурация гребёнки приёмников давления заторможенного потока на выходе из лопаточного диффузора

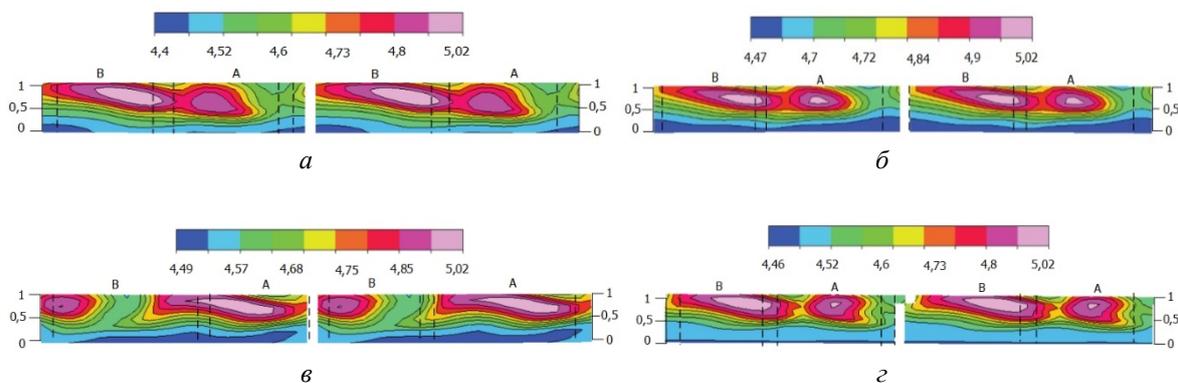


Рис. 9. Расчётное распределение давления заторможенного потока на выходе из лопаточного диффузора в проектной точке при относительной частоте вращения 100% при различных моделях турбулентности:  
 а – BSL (EARSM); б –  $k - \epsilon$ ; в – SST; г – GEKO

Для всех четырёх моделей турбулентности выявлено несоответствие расчётного и экспериментального распределения давления заторможенного потока за лопаточным диффузором (рис. 9), что может быть обусловлено несоответствием контрольной плоскости. При численном моделировании распределение статического давления оценивалось на границе домена, а в эксперименте область замера расположена несколько выше.

Модель SST предсказывает перераспределение давления заторможенного потока между каналами А и В, смещение в окружном направлении влево и расширение ядра потока (зоны повышенного давления заторможенного потока) в канале В, смещение вправо и расширение ядра потока в канале А, что может быть связано с возникновением срывных зон и вторичных течений в лопаточном диффузоре.

Применение модели  $k - \epsilon$  приводит к значительному увеличению зоны пониженного давления заторможенного потока на торцевой поверхности по сравнению с экспериментальными данными. Кроме того, модель  $k - \epsilon$  предсказывает смещение влево и расширение ядра потока в канале В.

Модели BSL (EARSM) и GEKO предсказывают переразмеренное ядро потока в канале В, при этом сама картина течения наилучшим образом согласуется с экспериментальными данными.

Картины течения в лопаточном диффузоре и спрямляющем аппарате на средней относительной высоте при четырёх различных моделях турбулентности (рис. 10) показывают, что применение модели SST приводит к возникновению срывов со спрямляющего аппарата и завихрений в проектной точке. Более раннее развитие вторичных и срывных течений вызывает последующее смещение границы устойчивой работы компрессора. В случае модели турбулентности GEKO также возникают срывы со спрямляющего аппарата, однако их масштаб существенно меньше, чем при использовании модели турбулентности SST. В то же время  $k - \epsilon$  и BSL (EARSM) демонстрируют установившееся течение потока, характерное для проектной точки.

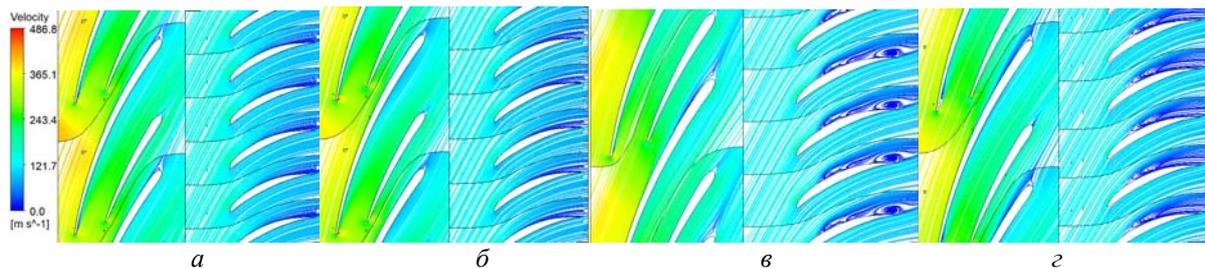


Рис. 10. Линии тока по среднему сечению диффузоров и спрямляющего аппарата в расчётной точке: а – BSL (EARSM); б –  $k - \epsilon$ ; в – SST; г – GEKO

Как показывает практика, модель турбулентности SST испытывает трудности при моделировании сильных отрывных вторичных течений и кривых линий тока, что показывает адекватность рассматриваемых результатов [19; 20]. Существуют модификации модели турбулентности SST, которые позволяют решить указанную проблему.

### Затраты вычислительных ресурсов

При решении доводочных оптимизационных задач остро поднимается вопрос о затратах машинного времени при применении различных моделей турбулентности.

Таблица 2. Вычислительные затраты при численном моделировании

Модель турбулентности	Время расчёта на количество итераций	Относительная величина
SST	18809	1
BSL EARSM	19210	1,02
$k - \epsilon$	18061	0,96
GEKO	17980	0,955

В таблице показаны осреднённые значения по времени расчёта, умноженного на количество итераций. Для сравнения значения приведены относительно результата для модели турбулентности SST. Данные в табл. 2 показывают, что при фиксированной размерности сеточной модели BSL EARSМ, GEKO и  $k - \epsilon$  незначительно отличаются от SST по вычислительным затратам.

### **Выводы**

По результатам проведённых исследований были сформулированы при численном моделировании центробежных компрессоров с расходом воздуха 5 – 10 кг/с и степенью повышения полного давления 4 – 6 следующие рекомендации:

1. Применение модели SST прогнозирует смещение области повышенного давления заторможенного потока за лопаточным диффузором, а также возникновение срывных зон за спрямляющим аппаратом в проектной точке. Это приводит к смещению границы устойчивой работы ЦБК по сравнению с экспериментальными данными. Применение данной модели турбулентности может быть оправдано в случае введения дополнительных поправочных функций, влияющих на раннее появление вторичных и отрывных течений.

2. Модель турбулентности  $k - \epsilon$  по результатам расчётов показала завышение значений расходов воздуха, степени повышения давления. Однако отсутствие высоких требований к сеточным моделям позволяет применять её в оптимизационных задачах, где основным требованием является скорость расчёта.

3. При применении модели BSL EARSМ и GEKO со стандартными настройками коэффициентов относительная погрешность по степени повышения давления и расходу воздуха составляет не более 1%. Модели наиболее адекватно описывают распределение давления заторможенного потока за лопаточным диффузором и картину течения в проектной точке.

Стоит отметить, что CFD-расчёты, проведенные в NASA Glenn Research Center при проектировании ступени НЕСС, также имеют погрешность с результатами экспериментальных исследований.

### **Библиографический список**

1. Боровков А.И., Рябов Ю.А., Кукушкин К.В., Марусева В.М., Кулемин В.Ю. Цифровые двойники и цифровая трансформация предприятий ОПК // Вестник Восточно-сибирской открытой академии. 2019. № 32. [www.es.gae.ru/vsoa/206-1150](http://www.es.gae.ru/vsoa/206-1150)

2. Боровков А.И., Рябов Ю.А. Цифровые двойники: определение, подходы и методы разработки. Цифровая трансформация экономики и промышленности // Сб. трудов X научно-практической конференции с зарубежным участием «Цифровая трансформация экономики и промышленности» (20-22 июня 2019 г., Санкт-Петербург). СПб.: ПОЛИТЕХ-ПРЕСС, 2019. С. 234-245. DOI: 10.18720/IEP/2019.3/25

3. Штаничев Р.А., Яблоков А.М., Садовский Н.И. Верификации результатов численного моделирования малорасходной ступени центробежного компрессора с экспериментальными данными с помощью программных комплексов Numeca Fine/Turbo и Ansys CFX // Вестник Международной академии холода. 2021. № 3. С. 32-38. DOI: 10.17586/1606-4313-2021-20-3-32-38

4. Шустрова М.Л., Аминев И.М., Байtimiров А.Д. Средства численного моделирования гидродинамических параметров процессов // Вестник Казанского технологического университета. 2014. Т. 17, № 14. С. 221-224.

5. Снегирёв А.Ю. Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений: учеб. пособие. СПб.: Изд-во Политехнического университета, 2009. 143 с.
6. Колмогоров А.Н. Уравнения турбулентного движения несжимаемой жидкости // Известия Академии наук СССР. Серия физическая. 1942. Т. 6, № 1-2. С. 56-59.
7. Wilcox D.C. Multiscale model for turbulent flows // AIAA Journal. 1988. V. 26, Iss. 11. P. 1311-1320. DOI: 10.2514/3.10042
8. Wilcox D. Turbulence modeling for CFD. La Canada, CA: DCW Industries, Inc., 2006. 460 p.
9. Matas R., Syka T., Hurda L. Experimental investigation and numerical modelling of 3D radial compressor stage and influence of the technological holes on the working characteristics // EPJ Web of Conferences. 2018. V. 180. DOI: 10.1051/epjconf/201818002060
10. Syka T., Matas R., Luňáček O. Numerical and experimental modelling of the radial compressor stage // AIP Conference Proceedings. 2016. V. 1745. DOI: 10.1063/1.4953753
11. Jones W., Launder B. The Prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence // International Journal of Heat and Mass Transfer. 1972. V. 15, Iss. 2. P. 301-314. DOI: 10.1016/0017-9310(72)90076-2
12. Menter F.R. Two-equation Eddy-Viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA Journal. 1994. V. 32, Iss. 8. P. 1598-1605. DOI: 10.2514/3.12149
13. Menter F.R., Garbaruk A.V., Egorov Y. Explicit algebraic Reynolds stress models for anisotropic wall-bounded flows // Progress in Flight Physics. 2012. V. 3. P. 89-104. DOI: 10.1051/eucass/201203089
14. ANSYS CFX-Solver Theory Guide. Canonsburg, PA, ANSYS Inc., 2018. 370 p.
15. Morsbach C. Reynolds stress modelling for turbomachinery flow applications. Dissertation. Köln, 2016. 163 p.
16. Medic G., Sharma O.P., Jongwook J., Hardin L.W., McCormick D.C., Cousins W.T., Van Slooten P.R. High efficiency centrifugal compressor for rotorcraft applications. Technical report no. NASA/CR-2014-218114, 2014. 316 p.
17. Denton J.D. The calculation of three-dimensional viscous flow through multistage turbomachines // Proceedings of the ASME Turbo Expo (June, 11-14, 1990, Brussels, Belgium). V. 1. DOI: 10.1115/90-gt-019
18. Gooding W.J., Meier M.A., Key N.L. The impact of various modeling decisions on flow field predictions in a centrifugal compressor // Journal of Turbomachinery. 2021. V. 143, Iss. 10. DOI: 10.1115/1.4050674
19. Menter F.R., Lechner R., Matyushenko A. Best practice: RANS turbulence modeling in Ansys CFD. ANSYS, Germany GmbH, 2022. 95 p.
20. Menter F.R. Turbulence modeling for engineering flows. Ansys, Inc, 2011. 20 p.

## COMPARATIVE ANALYSIS OF TURBULENCE MODEL INFLUENCE IN NUMERICAL SIMULATION OF AN EXPERIMENTAL RADIAL COMPRESSOR STAGE

© 2023

**V. V. Eremenko** Engineer of Advanced Engineering School “Motors of the Future”;  
Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation;  
[vlad.erechenko@yandex.ru](mailto:vlad.erechenko@yandex.ru)

**A. E. Mikhailov** Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher of Advanced  
Engineering School “Motors of the Future”;  
Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation;  
[mikhailov.ugatu@gmail.com](mailto:mikhailov.ugatu@gmail.com)

- A. B. Mikhailova** Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher of Advanced Engineering School “Motors of the Future”;  
Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation;  
[alexandra11112007@yandex.ru](mailto:alexandra11112007@yandex.ru)
- M. O. Goryukhin** Engineer of Advanced Engineering School “Motors of the Future”;  
Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation;  
[terrorable2@yandex.ru](mailto:terrorable2@yandex.ru)
- D. G. Krasnoperov** Engineer of Advanced Engineering School “Motors of the Future”;  
Ufa University of Science and Technology, Ufa, Russian Federation;  
[daniil.k1999@mail.com](mailto:daniil.k1999@mail.com)

The accuracy of a CFD model of a turbo-machine might depend on a number of factors: turbulence model, quality of the mesh model, boundary conditions, solver settings, consideration of secondary geometric factors, etc. The purpose of this work is to develop practical recommendations for CFD calculations of centrifugal compressors based on the validation of a model of NASA High Efficiency Centrifugal Compressor experimental radial compressor stage. Results of a grid independence test are presented, and the optimal grid size for the High Efficiency Centrifugal Compressor stage is identified as comprising 3 million elements. CFD-calculations of an experimental stage were performed with different turbulence models. The obtained data was compared with the NASA experimental data considering integral (total pressure ratio, mass flow rate, adiabatic efficiency) and differential parameters (static pressure distribution downstream the vaned diffuser). The required CFD computational time for different turbulence models was calculated. Based on the results of this research, recommendations were formulated for the application of SST,  $k-\varepsilon$ , BSL EARSM and GEKO turbulence models for numerical modeling of centrifugal compressors.

*Radial compressor; computational fluid dynamics; turbulence model; numerical simulation*

---

*Citation:* Eremenko V.V., Mikhailov A.E., Mikhailova A.B., Goryukhin M.O., Krasnoperov D.G. Comparative analysis of turbulence model influence in numerical simulation of an experimental radial compressor stage. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 99-111. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-99-111

## References

1. Borovkov A.I., Ryabov Yu.A., Kukushkin K.V., Maruseva V.M., Kulemin V.Yu. Digital twins and digital transformation of enterprises of the military industrial complex. *Vestnik Vostochno-Sibirskoy Otkrytoy Akademii*. 2019. No. 32. (In Russ.). Available at: [www.es.rae.ru/vsoa/206-1150](http://www.es.rae.ru/vsoa/206-1150)
2. Borovkov A.I., Ryabov Yu.A. Digital twins: definition, approaches and methods of development. *Works of the X research-to-practice conference with foreign participation «Digital Transformation of Economy and Industry» (June, 20-22, 2019, Saint Petersburg)*. SPb.: POLITEKKh-PRESS Publ., 2019. P. 234-245. (In Russ.). DOI: 10.18720/IEP/2019.3/25
3. Shtanichev R.A., Yablokov A.M., Sadovsky N.I. Verification of numerical simulation results for low-flow centrifugal compressor stage with experimental data by Numeca Fine/Turbo and Ansys CFX software packages. *Journal of International Academy of Refrigeration*. 2021. No. 3. P. 32-38. (In Russ.). DOI: 10.17586/1606-4313-2021-20-3-32-38
4. Shustrova M.L., Aminev I.M., Baytimirov A.D. Tools of numerical simulation of hydrodynamic process parameters. *Vestnik Kazanskogo Tekhnologicheskogo Universiteta*. 2014. V. 17, no. 14. P. 221-224. (In Russ.)
5. Snegirev A.Yu. *Vysokoproizvoditel'nye vychisleniya v tekhnicheskoy fizike. Chislennoe modelirovanie turbulentnykh techeniy: ucheb. posobie* [High-performance computations in technical physics. Numerical simulation of turbulent flows]. SPb.: Polytechnic University Publ., 2009. 143 p.
6. Kolmogorov A.N. Equations of turbulent motion of incompressible liquid. *Izvestiya Akademii Nauk SSSR. Seriya Fizicheskaya*. 1942. V. 6, no. 1-2. P. 56-59. (In Russ.)

7. Wilcox D.C. Multiscale model for turbulent flows. *AIAA Journal*. 1988. V. 26, Iss. 11. P. 1311-1320. DOI: 10.2514/3.10042
8. Wilcox D. Turbulence modeling for CFD. La Canada, CA: DCW Industries, Inc., 2006. 460 p.
9. Matas R., Syka T., Hurda L. Experimental investigation and numerical modelling of 3D radial compressor stage and influence of the technological holes on the working characteristics. *EPJ Web of Conferences*. 2018. V. 180. DOI: 10.1051/epjconf/201818002060
10. Syka T., Matas R., Luňáček O. Numerical and experimental modelling of the radial compressor stage. *AIP Conference Proceedings*. 2016. V. 1745. DOI: 10.1063/1.4953753
11. Jones W., Launder B. The Prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 1972. V. 15, Iss. 2. P. 301-314. DOI: 10.1016/0017-9310(72)90076-2
12. Menter F.R. Two-equation Eddy-Viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*. 1994. V. 32, Iss. 8. P. 1598-1605. DOI: 10.2514/3.12149
13. Menter F.R., Garbaruk A.V., Egorov Y. Explicit algebraic Reynolds stress models for anisotropic wall-bounded flows. *Progress in Flight Physics*. 2012. V. 3. P. 89-104. DOI: 10.1051/eucass/201203089
14. ANSYS CFX-Solver Theory Guide. Canonsburg, PA, ANSYS Inc., 2018. 370 p.
15. Morsbach C. Reynolds stress modelling for turbomachinery flow applications. Dissertation. Köln, 2016. 163 p.
16. Medic G., Sharma O.P., Jongwook J., Hardin L.W., McCormick D.C., Cousins W.T., Van Slooten P.R. High efficiency centrifugal compressor for rotorcraft applications. Technical report no. NASA/CR-2014-218114, 2014. 316 p.
17. Denton J.D. The calculation of three-dimensional viscous flow through multistage turbomachines. *Proceedings of the ASME Turbo Expo (June, 11-14, 1990, Brussels, Belgium)*. V. 1. DOI: 10.1115/90-gt-019
18. Gooding W.J., Meier M.A., Key N.L. The impact of various modeling decisions on flow field predictions in a centrifugal compressor. *Journal of Turbomachinery*. 2021. V. 143, Iss. 10. DOI: 10.1115/1.4050674
19. Menter F.R., Lechner R., Matyushenko A. Best practice: RANS turbulence modeling in Ansys CFD. ANSYS, Germany GmbH, 2022. 95 p.
20. Menter F.R. Turbulence modeling for engineering flows. Ansys, Inc. 2011. 20 p.

## **МЕТОД СКАНИРОВАНИЯ ТОНКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ РЕМОНТА ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

© 2023

**Д. И. Котляр** аспирант кафедры электротехники и промышленной электроники;  
Рыбинский государственный авиационный технический  
университет имени П.А. Соловьева;  
[dm.kotlyar@yandex.ru](mailto:dm.kotlyar@yandex.ru)

**А. Н. Ломанов** кандидат технических наук, доцент, директор института  
информационных технологий и систем управления;  
Рыбинский государственный авиационный технический  
университет имени П.А. Соловьева;  
[lepss@yandex.ru](mailto:lepss@yandex.ru)

Повышение эффективности ремонта лопаток газотурбинного двигателя методом наплавки за счёт разработки и внедрения метода сканирования сложнопрофильных криволинейных поверхностей лопаток газотурбинного двигателя непосредственно на оборудовании для осуществления наплавки является целью данного исследования. Предлагается подход к сканированию системой технического зрения детали, установленной на том же оборудовании, на котором выполняется ремонт наплавкой, рядом с соплом. Система технического зрения состоит из триангуляционного лазерного датчика (2D-профилометра) и камеры. Предложенный алгоритм обладает адаптивностью к механическому состоянию оборудования, на котором выполняется сканирование и наплавка. Полученные с системы технического зрения 3D-сканы обладают точностью свыше 0,05 мм в 67,56% случаев, и точностью свыше 0,1 мм в 95,75% случаев, что при пятне лазера от 0,5 до 1,0 мм достаточно для дальнейшего использования полученных сканов в задаче ремонта лопаток газотурбинных двигателей. Предложенный подход позволяет ускорить подготовку технологических программ наплавки в 10 раз по сравнению с ручным методом сканирования.

*Компьютерное зрение; наплавка металла; ремонт лопаток газотурбинного двигателя; сканирование тонких поверхностей*

---

**Цитирование:** Котляр Д.И., Ломанов А.Н. Метод сканирования тонких поверхностей при выполнении ремонта лопаток газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 112-124. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-112-124

### **Введение**

Газотурбинные двигатели (ГТД) используются в гражданской и военной авиации, в качестве корабельных силовых установок, в стационарных и передвижных энергетических установках, газоперекачивающих станциях. Авиационный ГТД насчитывает 3000 и более лопаток разных типоразмеров.

В процессе эксплуатации лопатки подвергаются влиянию процесса изнашивания. Вследствие изнашивания сопряженных деталей, старения материалов, нарушения процесса регулировок и различных эксплуатационных повреждений происходит постепенное или скачкообразное ухудшение их технического состояния [1].

Существующие технологические процессы ремонта лопаток ГТД предусматривают надёжное выявление повреждений существующими методами и восстановление деталей или их замену с минимальными затратами времени и материальных средств. Одним из методов ремонта лопаток ГТД является метод ремонта наплавкой [2]. Наиболее сложным ремонтом является восстановление профиля кромки лопатки вентилятора ГТД.

Совершенствование процессов ремонта лопаток ГТД на всех этапах становления и развития гражданской авиации остаётся актуальным и востребованным. Современные

аддитивные технологии наплавки являются более экономичными и требуют затраты меньшего количества ресурсов на наплавку и дальнейшую обработку изделия [3]. Применение аддитивных технологий в сфере ремонта сложных деталей, таких как лопатки газотурбинных двигателей, накладывает дополнительные требования на оборудование и программное обеспечение для автоматической подготовки ЧПУ-программ. Процесс ремонта деталей ГТД состоит из последовательных операций определения контура наплавки, формирования траектории наплавки и непосредственное осуществление наплавки на оборудовании для прямого нанесения металла.

Для определения контура наплавки чаще всего применяются методы ручного сканирования изделия на оборудовании, на котором будет осуществляться наплавка.

Необходимость проведения данной работы обусловлена рядом факторов, наиболее важным из которых является отсутствие методов сканирования сложнопрофильных криволинейных поверхностей лопаток ГТД без использования оригинальной 3D-модели лопатки с достаточной для проведения ремонтных работ точностью итогового скана поверхности.

### Технологии сканирования деталей

Технология трёхмерного 3D-сканирования получила широкое развитие и находит своё применение в промышленности. Эту технологию используют как инструмент для точного реверс-инжиниринга, точного контроля качества и геометрии изготовленных деталей, в процессе механической обработки, в качестве инструмента для клонирования и ремонта деталей с применением аддитивных технологий [4 – 6].

В контексте применения трёхмерного сканирования с обработкой деталей на станках с ЧПУ и обрабатывающих центрах средства сканирования могут располагаться как автономно (*standalone*), в том числе в общей рабочей зоне (*in-situ*) и вне рабочей зоны (*off-machine*), так и непосредственно на станке (*on-machine*) [7; 8].

Автономные устройства трёхмерного сканирования, как правило, обладают большей точностью измерения, поскольку не ограничены в массогабаритных характеристиках, обладают собственной системой управления и перемещения, способны обеспечить требуемые условия окружающей среды: температуры, влажности, содержание твёрдых частиц [9]. В свою очередь, применение автономных сканеров требует объединения систем координат сканера и рабочего инструмента [10]. Привязка систем координат является важным этапом процесса обработки деталей, и точность выполнения данной операции определяет итоговую точность получения трёхмерного скана, выполненного на автономных устройствах [11]. Задача привязки систем координат решалась, например, в работах [12 – 15].

Технологии сканирования в общей рабочей зоне представлены в [16 – 18], в которых предложено рабочую зону оснастить стационарным или подвижным 3D-сканером. При этом обрабатываемая деталь либо перемещается с помощью шарнирно-сочленённого робота-манипулятора, либо деталь обрабатывается будучи закреплённой в такой манипулятор.

В работах [19 – 21] описывается способ сканирования деталей непосредственно на оборудовании. Предлагается закрепить деталь в оснастку и производить сканирование устройством, расположенным рядом с рабочим инструментом или сканером, который крепится вместо рабочего инструмента, а затем происходит смена сканера на рабочий инструмент.

Современные устройства оцифровки объёмных изделий (3D-сканеры) строятся на базе двух концепций: пассивные стереоскопические и активные сканеры со структурированным подсветом [22]. Активные сканеры состоят из пары «камера и проектор», детализация сканирования зависит от разрешения камеры и дистанции до объекта [23].

Применение 3D-сканеров в общем случае требует подготовки объекта к оцифровке, нанесение матирующей плёнки, проведение дополнительной постобработки полученного цифрового слепка, в том числе вручную [24].

В качестве альтернативы оптическим сканерам могут быть использованы лазерные триангуляционные сканеры, применение которых описано в работах [5; 25; 26].

Для ремонта деталей простой формы достаточно получить трёхмерный скан обрабатываемой поверхности и произвести расчёт трёхмерного восстановления с помощью трёхкоординатного ЧПУ-станка или шарнирно-сочленённого роботоманипулятора [27; 28]. Однако для ремонта сложнопрофильных криволинейных поверхностей необходимо также повторять профиль рабочим инструментом для сохранения ориентации поверхности по нормали к инструменту [29], поэтому необходимо использовать пятикоординатные станки с ЧПУ или шарнирно-сочленённого роботоманипулятора.

### **Используемое оборудование**

Ремонт лопаток ГТД имеет следующий технологический цикл: 1) фрезеровка участка лопатки с дефектом; 2) определение контура наплавки и формирование траектории экструдера; 3) наплавка материала с избытком; 4) восстановление формы лопатки ГТД.

Использованная в работе установка Optomec Lens 850-R для ремонта лопаток ГТД содержит пять степеней свободы, позволяющих производить ремонт изделий вариативной сложности. Изделие для ремонта крепится в оснастку на рабочем столе установки. Стол имеет две степени свободы: наклон и поворот, тем самым позволяет устанавливать лопатку в позицию, перпендикулярную экструдеру установки, и изменять положение лопатки непрерывно в течение всего производственного цикла наплавки. Перемещение экструдера осуществляется по порталному принципу в трёх плоскостях. В классическом варианте определение контура наплавки осуществляется вручную. Оператор осуществляет перемещение экструдера, наклон и поворот стола и последовательно обходит деталь. Установка снабжена камерой, находящейся на одной оптической оси с лазером.

В качестве альтернативы в работе рассмотрен подход с применением промышленного сканера ATOS ScanBox 5120. Полученные на установке трёхмерные сканы были сопоставлены с результатами ручного сканирования (рис. 1). Для анализа результатов использовалось программное обеспечение CloudCompare. Среднее расхождение между кромками при ручном сканировании и использовании внешнего сканера составило 4,15 мм, максимальное расхождение – до 15 мм. Такое значительное расхождение можно объяснить неоткалиброванными и неровными осями установки для ремонта лопаток.

Проведённые исследования установки Optomec Lens 850-R показывают среднее отклонение экструдера при движении в плоскости  $OXY$  1,99 мм, максимальное отклонение – свыше 3,3 мм от выбранной базовой точки (рис. 2). Отклонения при движении в других плоскостях:  $OYZ$ ,  $OXZ$ , а также при наклоне и повороте стола не исследовались.

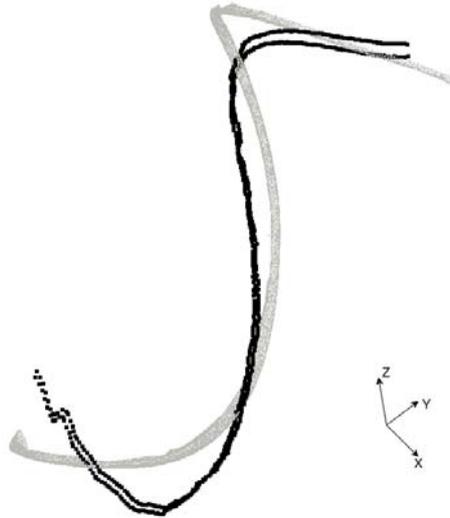


Рис. 1. Результат совмещения 3D-сканов, полученных на установке ATOS ScanBox 5120 (серый) и ручным методом (чёрный) в программе CloudCompare

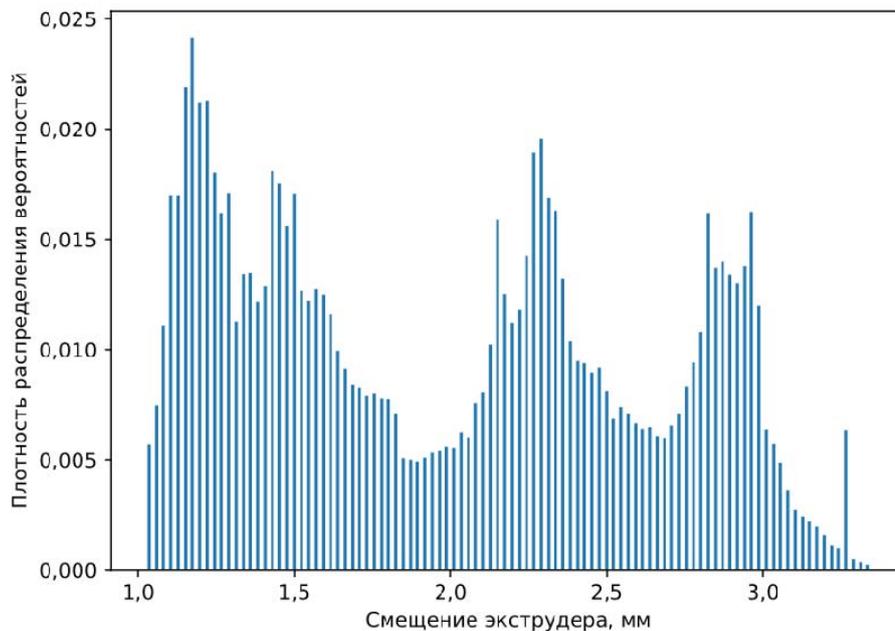


Рис. 2. Смещение экструдера при движении в плоскости OXY

Таким образом, использование результатов сканирования, полученных с помощью внешних сканеров, для выполнения ремонта лопаток ГТД на установке прямого нанесения металла Optomec Lens 850-R невозможно.

Для решения задачи совмещения достоинств ручного и автоматического сканирования предложено перенести сканер непосредственно в камеру установки и закрепить его на общем основании с экструдером. Таким образом, сканер и экструдер будут работать в единой системе координат, результаты сканирования будут сразу представлены в системе отсчёта с базисом в центре стола.

### Сканирование кромки лопатки датчиком профиля

На первом этапе сканирование кромки лопатки осуществляется в прямом направлении. Установка с помощью датчика профиля производит сканирование кромки лопатки. Сканер предоставляет информацию как облако точек в 2D (срез плоскостью). Данное облако точек аппроксимируется прямыми линиями (рис. 3).

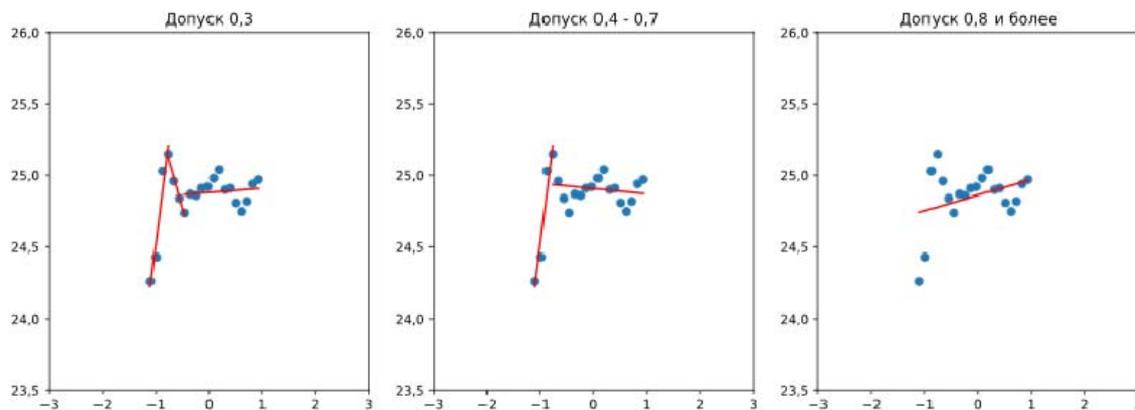


Рис. 3. Аппроксимация облака точек с датчика профиля

Величина допуска подбирается таким образом, чтобы с одной стороны сканируемая кромка не была излишне разбита на куски из-за неправильного сканирования датчиком вследствие каких-то небольших дефектов по краям кромки, бликов и переотражений, как это показано на рис. 3 с допуском 0,3. С другой стороны, допуск не должен быть слишком большим, чтобы край кромки не был сглажен аппроксимирующим фильтром, как это показано на рис. 3 с допуском 0,8 и более. Оптимальный подобранный допуск для датчика Vaumer OXP200-R05C.004 составил 0,6 на первом шаге сканирования, при этом выбирается линия, находящаяся строго по центру датчика.

На втором и последующем шаге сканирования профиль аппроксимируется пакетом фильтров, при этом выбирается линия наиболее похожая (подобная) на кромку с предыдущего шага, т. к. кромка на небольшом расстоянии не может значительно измениться. При этом учитываются такие параметры подобия как угол наклона линии, длина линии, положение линии относительно датчика профиля, насколько линия горизонтальна, насколько линия близка к требуемой высоте сканирования. По данным параметрам вычисляется взвешенное среднее арифметическое отклонение и выбирается линия с минимальным отклонением. Оптимальный пакет фильтров для датчика Vaumer OXP200-R05C.004 содержит значения от 0,3 до 0,8 включительно с шагом 0,1.

Для найденной линии вычисляется отклонение установки от центра линии, данное значение участвует в коррекции движения установки при переходе к следующей точке сканирования.

Затем найденная линия в 2D-координатах датчика профиля преобразуется к 3D-координатам путём сложения их с координатами установки. Найденные точки линии приводятся к общему виду преобразованием положения точки в положение с углом поворота и наклона стола, равным нулю.

Для заданного окна сканирования вычисляется аппроксимирующая прямая линия левой и правой границы кромки. Затем по четырём точкам (начала и конца левой и правой границы) вычисляется вектор нормали поверхности как среднее арифметическое четырёх векторов нормалей, образованных по данным четырём точкам.

По найденному вектору нормали вычисляется угол коррекции положения установки для выравнивания вектора нормали до вертикального положения.

Производится корректирование положения изделия по нормали к датчику профиля, выравнивается положение кромки к центру датчика. Далее происходит переход к следующему шагу сканирования. Процесс повторяется до тех пор, пока не будет достигнута точка завершения.

Результат сканирования в прямом направлении содержит список пар точек (левой и правой границы), которые задаются их положением в 3D и вектором нормали. По вектору нормали точки можно определить положение всех пяти координат установки для выравнивания поверхности по нормали к датчику и к экструдеру установки.

### Фильтрация результатов сканирования

Полученные в ходе прямого сканирования результаты содержат выбросы точек при резком изменении угла нормали поверхности. Данные выбросы приводят к постоянному повороту и наклону стола то в одном, то в противоположном направлении. Такое перемещение является излишним, поскольку вдоль кромки лопатки нормаль поверхности меняется не скачкообразно, а гладко, а также приводит к дополнительным движениям стола установки, что может сказаться на итоговом качестве наплавки, ресурсе установки, максимально возможной скорости процесса восстановления (наплавки).

Поскольку описание точки в форме записи «3D-координата и вектор нормали» может быть преобразовано к форме записи «5D-координата», то предлагается полученные на этапе прямого сканирования значения углов поворота и наклона стола пропустить через фильтр нижних частот (рис. 4), а затем для полученных новых положений стола вычислить новые положения точек левой и правой границы.

Применение фильтрации позволяет сгладить представление поверхности, а также минимизировать вращение и наклон стола, а следовательно и детали, в процессе наплавки. Результат фильтрации по формату выходных данных и по количеству данных совпадает с форматом сканирования в прямом направлении.

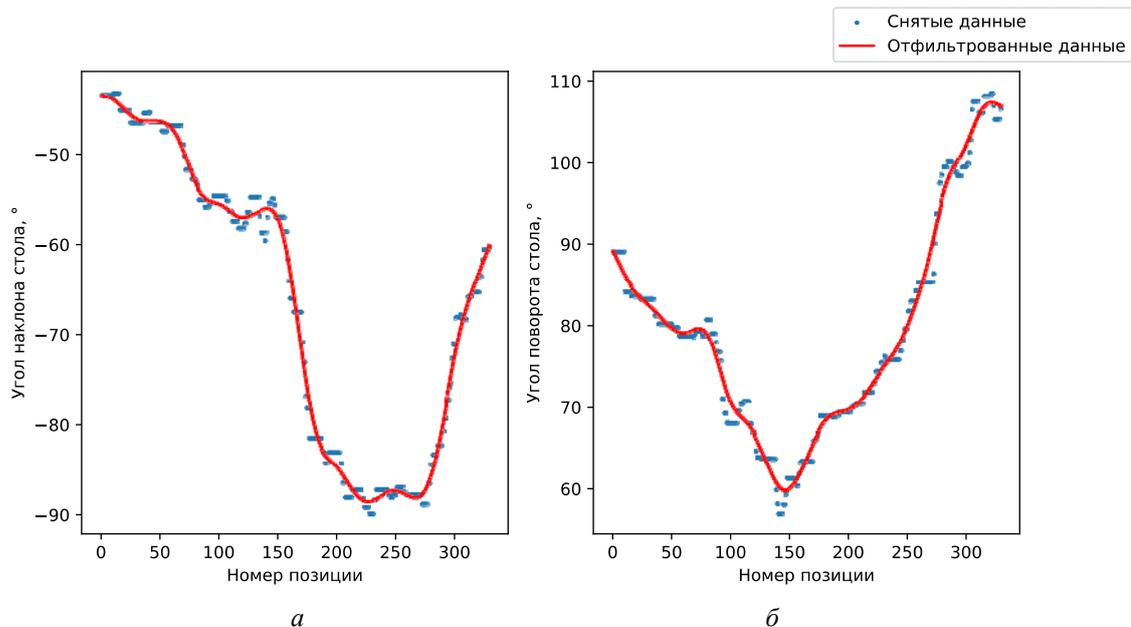


Рис. 4. Положение осей наклона (а) и поворота (б) стола до фильтрации и после применения фильтра

## **Сканирование кромки лопатки камерой**

Сканирование кромки лопатки камерой позволяет уточнить реальное положение левой и правой границы кромки лопатки. Такое сканирование применяется как дополнительный этап постобработки для сканирования в прямом направлении. По отфильтрованной поверхности, начиная с конца, и в обратном направлении происходит движение установки и фотографирование кромки лопатки в каждой точке. На каждом снимке выделяется граница кромки лопатки в координатах изображения (пикселях), затем с помощью заранее определённой матрицы трансформации координат на изображении трансформируются в 2D координаты смещения относительно центра датчика (центра камеры). Найденные смещения добавляются к текущим координатам датчика (камеры) в 3D, таким образом находят реальные координаты левой и правой границы кромки лопатки.

Были проверены несколько алгоритмов для сегментации кромки лопатки от фона на изображении. Наилучшую точность предсказания за приемлемое время даёт алгоритм семантической сегментации на базе свёрточной нейронной сети архитектуры Unet с кодировщиком InceptionResNetV2, предобученным на наборе данных ImageNet. Преимущество сети Unet по сравнению с другими архитектурами можно объяснить тем, что данная архитектура была создана для семантической сегментации медицинских изображений, для которых характерен постоянный ракурс и масштаб объектов [30], что соответствует постановке рассматриваемой задачи.

## **Анализ результатов**

Для проведения экспериментов была выбрана лопатка вентилятора ГТД. Проведена серия экспериментов по сканированию лопатки системой технического зрения с различными вариантами установки лопатки и, соответственно, отличающимися калибровками нулевой точки системы технического зрения. Сравнение результатов сканирования производилось с ручным сканированием кромки лопатки на том же самом оборудовании, на котором установлена система технического зрения.

Для ручного сканирования использовалась камера, расположенная в экструдере установки на одной оптической оси с лазером. Нормаль поверхности лопатки устанавливалась в соответствии с точкой, отсканированной с помощью системы технического зрения, при этом нормаль в точке подтверждалась визуально. Затем в каждой точке с помощью камеры и управления осями  $X$  и  $Y$  установка наводилась на границу лопатки, сохранялись текущие координаты в форме записи 3D и 2D (плоскость).

При сопоставлении результатов ручного сканирования и сканирования системой технического зрения был сделан вывод, что результат сканирования в 2D аналогичен результату в 3D, поэтому для использования можно выбрать способ, удобный в каждом конкретном случае.

Были посчитаны отклонения по всем измерениям между ручным сканированием и автоматическим (рис. 5). Отклонение от края кромки на величину менее 0,05 мм имеет вероятность 67,56%, отклонение от края кромки на величину менее 0,1 мм имеет вероятность 95,75 %.

Повторяемость результатов по всем измерениям (рис. 6) составила 0,025 мм с вероятностью 58,84%; 0,05 мм с вероятностью 84,30%; 0,1 мм с вероятностью 99,08%.

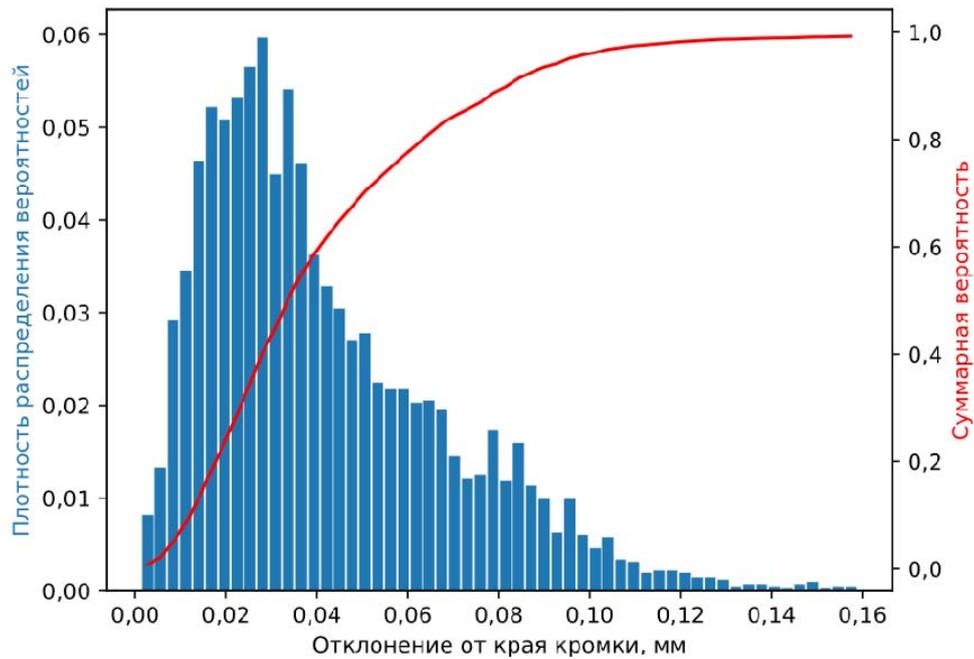


Рис. 5. Гистограмма отклонений результатов ручного сканирования от автоматического в 3D по всем измерениям

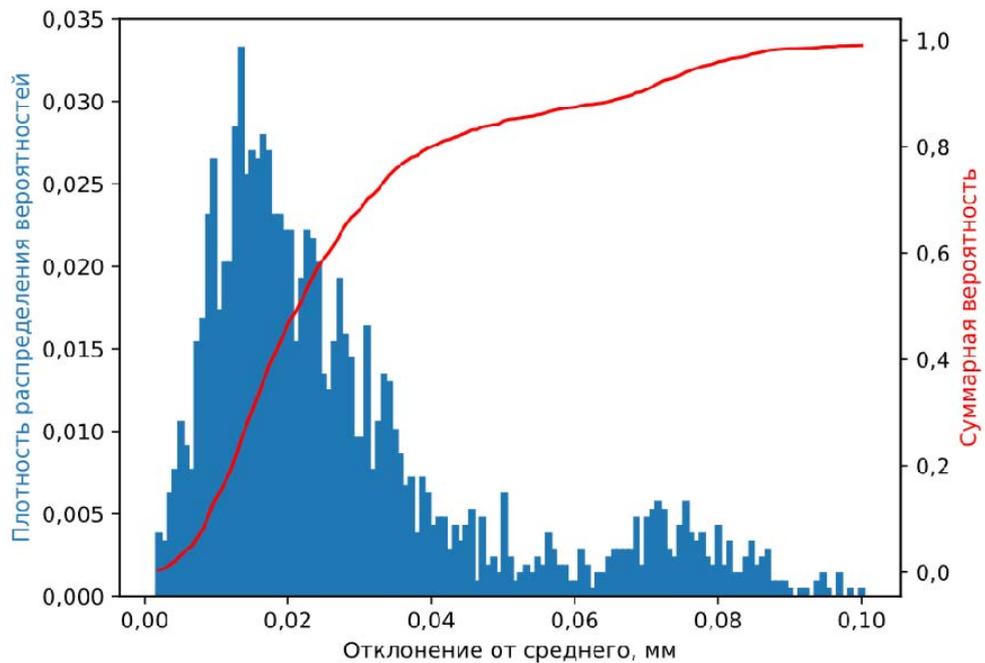


Рис. 6. Гистограмма отклонений результатов автоматического сканирования от среднего (повторяемость)

### Заключение

В результате проведённого исследования была определена точность получаемых цифровых 3D-сканов кромки лопатки ГТД.

Полученные системой технического зрения 3D-сканы обладают точностью свыше 0,05 мм в 67,56% случаев, и точностью свыше 0,1 мм в 95,75% случаев, повторяемость результатов 0,025 мм с вероятностью 58,84%; 0,05 мм с вероятностью 84,30%; 0,1 мм с

вероятностью 99,08%, что при пятне лазера от 0,5 до 1,0 мм достаточно для дальнейшего использования полученных сканов в задаче ремонта лопаток ГТД.

Использование 3D-сканов, полученных от внешних систем, в задаче ремонта лопаток ГТД на оборудовании Optomes Lens 850-R не представляется возможным, по крайней мере до приведения состояния осей (их соосности, перпендикулярности и прямолинейности) до идеального состояния.

К достоинствам предложенного подхода относятся: 1) адаптивность алгоритма к механическому состоянию оборудования, на котором осуществляется сканирование и наплавка; 2) скорость подготовки программы наплавки по сравнению с ручным методом.

Недостатками предложенного подхода являются: 1) необходимость выполнять сканирование и ремонт последовательно и за одну установку, что исключает возможность обрабатывать детали параллельно, т. е. сканирование следующей детали или подготовка управляющей программы совместно с ремонтом текущей детали; 2) невозможность использования полученных результатов сканирования для решения других задач (не связанных с наплавкой) на оборудовании, на котором были получены 3D-сканы.

### **Библиографический список**

1. Безъязычный В.Ф., Смирнов А.В. Анализ и направления совершенствования технологических и организационных проблем ремонта газотурбинных авиационных двигателей // *Наукоёмкие технологии в машиностроении*. 2020. № 8 (110). С. 42-48. DOI: 10.30987/2223-4608-2020-8-42-48

2. Леонтьев В.А., Зиличихис С.Д., Кондратюк Э.В., Замковой В.Е. Восстановление работоспособности ГТД с применением новых технологий и материалов // *Вестник двигателестроения*. 2006. № 4. С. 99-103.

3. Бессуднов И.А. Совершенствование технологий ремонта газотурбинных авиационных двигателей с использованием ресурсосберегающих технологий. Дис. ... канд. техн. наук. Рыбинск, 2014. 208 с.

4. Galantucci L.M., Piperi E., Lavecchia F., Zhavo A. Semi-automatic low cost 3D laser scanning systems for reverse engineering // *Procedia CIRP*. 2015. V. 28. P. 94-99. DOI: 10.1016/j.procir.2015.04.016

5. Ahmadi S.A., Mohammadzadeh A., Hosseininaveh A. Introduction of a domestic scanner for 3D object modeling and its evaluation // *1st National Conference on Geospatial Information Technology (January, 19-20 января, 2016, Tehran, Iran)*.

6. Salehi V., Wang S. Using point cloud technology for process simulation in the context of digital factory based on a systems engineering integrated approach // *Proceedings of the 21st International Conference on Engineering Design, ICED17 (August, 21-25, 2017, Vancouver, Canada)*. V. 3. P. 11-20.

7. Mutilba U., Gomez-Acedo E., Kortaberria G., Olarra A., Yagüe-Fabra J.A. Traceability of on-machine tool measurement: a review // *Sensors*. 2017. V. 17, Iss. 17. DOI: 10.3390/s17071605

8. Horst J., Hedberg T., Feeney A.B. On-machine measurement use cases and information for machining operations. Report no. 400-1. Gaithersburg, MD: National Institute of Standards and Technology, 2019. 61 p. DOI: 10.6028/NIST.AMS.400-1

9. Logee S. Quality in manufacturing. On-machine measurement. <http://www.toolingandproduction.com/qim/1004on-machine.aspx>

10. Дорожкин И.Н., Дорожкина О.К., Шинкевич И.А. Особенности внедрения цифрового производства на основе автоматизации процессов производственного и

операционного менеджмента на промышленном предприятии // Вестник МГТУ «Станкин». 2018. № 2 (45). С. 112-116.

11. Srinivasan H., Harrysson O., Wysk R. Automatic part localization in a CNC machine coordinate system by means of 3D scans // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2015. V. 81. P. 1127-1138. DOI: 10.1007/s00170-015-7178-z

12. Зеленский А.А., Франц В.А., Семенищев Е.А. Алгоритм планирования траектории рабочего органа манипулятора для привязки базисных систем координат с использованием технического зрения // Вестник машиностроения. 2019. № 10. С. 3-7.

13. Xiong X.H., Chen J.L., Quan D.M. Directly manufacturing mouse mold by plasma deposition manufacturing // Advanced Materials Research. 2014. V. 941-944. P. 2190-2193. DOI: 10.4028/www.scientific.net/AMR.941-944.2190

14. Skotheim O., Lind M., Ystgaard P., Fjerdingen S.A. A flexible 3D object localization system for industrial part handling // IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (October, 07-12, 2012, Vilamoura-Algarve, Portugal). DOI: 10.1109/IROS.2012.6385508

15. Okarma K., Grudzinski M. The 3D scanning system for the machine vision based positioning of workpieces on the CNC machine tools // Proceedings of the 17th International Conference on Methods & Models in Automation & Robotics (MMAR) (August, 27-30, 2012, Miedzyzdroje, Poland). DOI: 10.1109/MMAR.2012.6347906

16. Xu X., Zhu D., Zhang H., Yan S., Ding H. TCP-based calibration in robot-assisted belt grinding of aero-engine blades using scanner measurements // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2017. V. 90. P. 635-647. DOI: 10.1007/s00170-016-9331-8

17. Burghardt A., Szybicki D., Gierlak P., Kurc K., Muszyńska M. Robotic grinding process of turboprop engine compressor blades with active selection of contact force // Technical Gazette. 2022. V. 29, no. 1. С. 15-22. DOI: 10.17559/TV-20190710141137

18. Kurc K., Burghardt A., Gierlak P., Muszyńska M., Szybicki D., Ornat A., Uliasz M. Application of a 3D scanner in robotic measurement of aviation components // Electronics. 2022. V. 11, Iss. 19. DOI: 10.3390/electronics11193216

19. Diao S., Chen X., Luo J. Development and experimental evaluation of a 3D vision system for grinding robot // Sensors. 2018. V. 18, Iss. 9. DOI: 10.3390/s18093078

20. Xu J., Xu L., Li Y., Sun Y. Shape-adaptive CNC milling for complex contours on deformed thin-walled revolution surface parts // Journal of Manufacturing Processes. 2020. V. 59. P. 760-771. DOI: 10.1016/j.jmapro.2020.10.001

21. Афонин В.Л., Смоленцев А.Н., Яковлев М.Г. Интеллектуальные робототехнические комплексы для финишной обработки сложных поверхностей // Труды Международной научно-технической конференции «Экстремальная робототехника» (7-8 июня 2018 г., Санкт-Петербург). СПб.: Политехника Сервис, 2018. С. 161-170.

22. Шадрин М.В. Лазерный триангуляционный 3D метод и устройство для прототипирования и изготовления сложных изделий. Дис. ... канд. техн. наук. Рязань, 2020, 194 с.

23. Franca J.G.D.M., Gazziro M.A., Ide A.N., Saito J.H. A 3D scanning system based on laser triangulation and variable field of view // Proceedings of the IEEE International Conference on Image Processing 2005 (September, 14, 2005, Genova). DOI: 10.1109/ICIP.2005.1529778

24. Петров М.А., Эльдиб И.С.А. Получение 3D-моделей листовых и объёмных деталей, изготовленных методами холодного деформирования, при помощи оптического сканирования // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2019. № 9. С. 471-479.

25. Алонцева Д.Л., Красавин А.Л., Шадрин Г.К., Кадыролдина А.Т., Құсайын-Мұрат Т. Разработка системы управления промышленным роботом-манипулятором для трёхмерного сканирования поверхностей // Вестник Восточно-Казахстанского государственного технического университета им. Д. Серикбаева. 2019. № 1. С. 81-87.

26. Бусурин В.И., Чжэ Л., Кудрявцев П.С. Управление бесконтактным профилометром при сканировании поверхностей сложного профиля // Мехатроника, автоматизация, управление. 2022. Т. 23, № 10. С. 529-535. DOI: 10.17587/mau.23.529-535

27. Лосев Е.Д., Свиначев А.А., Мишуров С.В., Белкина А.В., Степина А.С. Автоматизация восстановления рабочего колеса братской ГЭС // Механики XXI века. 2018. № 17. С. 169-174.

28. Мельцер-Йокиш Т., Томаидис Д., Вилькенхенер Р. Способ автоматизированного ремонта детали машин: патент РФ № 2499657; опублик. 27.11.2013; бюл. № 33.

29. Wang X., Deng D., Hu Y., Ning F., Wang H., Cong W., Zhang H. Overhang structure and accuracy in laser engineered net shaping of Fe-Cr steel // Optics & Laser Technology. 2018. V. 106. P. 357-365. DOI: 10.1016/j.optlastec.2018.04.015

30. Горбачёв В.А., Криворотов И.А., Маркелов А.О., Котлярова Е.В. Семантическая сегментация спутниковых снимков аэропортов с помощью свёрточных нейронных сетей // Компьютерная оптика. 2020. Т. 44, № 4. С. 636-645. DOI: 10.18287/2412-6179-СО-636

## METHOD OF SCANNING THIN SURFACES IN REPAIRING GAS TURBINE BLADES

© 2023

**D. I. Kotlyar** Postgraduate Student of the Department of Electrical Engineering and Industrial Electronics;  
Soloviev Rybinsk State Aviation Technical University;  
[dm.kotlyar@yandex.ru](mailto:dm.kotlyar@yandex.ru)

**A. N. Lomanov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Director of the Institute of Information Technologies and Control Systems;  
Soloviev Rybinsk State Aviation Technical University;  
[lepss@yandex.ru](mailto:lepss@yandex.ru)

Improving the efficiency of weld overlay repair of gas turbine blades by developing and implementing a method of scanning complex curved surfaces of gas turbine blades directly on the machine is the aim of this work. The paper proposes an approach to scanning a blade with a computer vision system mounted near the nozzle on the same machine that is used for direct metal deposition. The computer vision system consists of a triangulation laser sensor and a camera. The proposed algorithm is adaptive to the mechanical condition of the equipment used for scanning and metal deposition. The scans obtained from the machine vision system have precision better than 0.05 mm in 67.56% of cases, and precision better than 0.1 mm in 95.75% of cases. That accuracy, with a laser spot of 0.5 to 1.0 mm, is sufficient for further use of the scans in repairing gas turbine blades. The proposed approach makes it possible to speed up the preparation of technological programs for direct metal deposition by 10 times compared to the manual scanning method.

*Computer vision; metal deposition; gas turbine blade repair; scanning of thin surfaces*

---

*Citation:* Kotlyar D.I., Lomanov A.N. Method of scanning thin surfaces in repairing gas turbine blades. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 112-124. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-112-124

## References

1. Bezyazychnyy V.F., Smirnov A.V. Analysis and directions of technological and organization problem updating in gas turbine aircraft engine repair. *Science Intensive Technologies in Mechanical Engineering*. 2020. No. 8 (110). P. 42-48. (In Russ.). DOI: 10.30987/2223-4608-2020-8-42-48
2. Leontev V.A., Zilichikhis S.D., Kondratyuk E.V., Zamkovoy V.E. Restoration of gas turbine engine performance using new technologies and materials. *Vestnik Dvigatelistroeniya*. 2006. No. 4. P. 99-103. (In Russ.)
3. Bessudnov I.A. *Sovershenstvovanie tekhnologiy remonta gazoturbinnnykh aviatsionnykh dvigateley s ispol'zovaniem resursosoberegayushchikh tekhnologiy*. Dis. ... kand. tekhn. nauk [Improvement of repair technologies for gas turbine aircraft engines using resource-saving technologies. Ph.D thesis in Engineering Science]. Rybinsk, 2014. 208 p.
4. Galantucci L.M., Piperi E., Lavecchia F., Zhavo A. Semi-automatic low cost 3D laser scanning systems for reverse engineering. *Procedia CIRP*. 2015. V. 28. P. 94-99. DOI: 10.1016/j.procir.2015.04.016
5. Ahmadi S.A., Mohammadzadeh A., Hosseininaveh A. Introduction of a domestic scanner for 3D object modeling and its evaluation. *1st National Conference on Geospatial Information Technology (January, 19-20 января, 2016, Tehran, Iran)*.
6. Salehi V., Wang S. Using point cloud technology for process simulation in the context of digital factory based on a systems engineering integrated approach. *Proceedings of the 21st International Conference on Engineering Design, ICED17 (August, 21-25, 2017, Vancouver, Canada)*. V. 3. P. 11-20.
7. Mutilba U., Gomez-Acedo E., Kortaberria G., Olarra A., Yagüe-Fabra J.A. Traceability of on-machine tool measurement: a review. *Sensors*. 2017. V. 17, Iss. 17. DOI: 10.3390/s17071605
8. Horst J., Hedberg T., Feeney A.B. On-machine measurement use cases and information for machining operations. Report no. 400-1. Gaithersburg, MD: National Institute of Standards and Technology, 2019. 61 p. DOI: 10.6028/NIST.AMS.400-1.
9. Logee S. Quality in manufacturing. On-machine measurement. Available at: <http://www.toolingandproduction.com/qim/1004on-machine.aspx>
10. Dorozhkin I.N., Dorozhkina O.K., Shinkevich I.A. Digital production introduction at the expense of industrial and operational management automation at the industrial enterprise. *Vestnik MSTU «Stankin»*. 2018. No. 2 (45). P. 112-116. (In Russ.)
11. Srinivasan H., Harrysson O., Wysk R. Automatic part localization in a CNC machine coordinate system by means of 3D scans. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2015. V. 81. P. 1127-1138. DOI: 10.1007/s00170-015-7178-z
12. Zelenskii A.A., Frants V.A., Semenishchev E.A. Trajectory-planning algorithm based on engineering vision in manipulator management. *Russian Engineering Research*. 2020. V. 40, Iss. 1. P. 1-5. DOI: 10.3103/S1068798X20010268
13. Xiong X.H., Chen J.L., Quan D.M. Directly manufacturing mouse mold by plasma deposition manufacturing. *Advanced Materials Research*. 2014. V. 941-944. P. 2190-2193. DOI: 10.4028/www.scientific.net/AMR.941-944.2190
14. Skotheim O., Lind M., Ystgaard P., Fjerdingen S.A. A flexible 3D object localization system for industrial part handling. *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (October, 07-12, 2012, Vilamoura-Algarve, Portugal)*. DOI: 10.1109/IROS.2012.6385508
15. Okarma K., Grudzinski M. The 3D scanning system for the machine vision based positioning of workpieces on the CNC machine tools. *Proceedings of the 17th International Conference on Methods & Models in Automation & Robotics (MMAR) (August, 27-30, 2012, Miedzzydroje, Poland)*. DOI: 10.1109/MMAR.2012.6347906

16. Xu X., Zhu D., Zhang H., Yan S., Ding H. TCP-based calibration in robot-assisted belt grinding of aero-engine blades using scanner measurements. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2017. V. 90. P. 635-647. DOI: 10.1007/s00170-016-9331-8
17. Burghardt A., Szybicki D., Gierlak P., Kurc K., Muszyńska M. Robotic grinding process of turboprop engine compressor blades with active selection of contact force. *Technical Gazette*. 2022. V. 29, no. 1. C. 15-22. DOI: 10.17559/TV-20190710141137
18. Kurc K., Burghardt A., Gierlak P., Muszyńska M., Szybicki D., Ornat A., Uliasz M. Application of a 3D scanner in robotic measurement of aviation components. *Electronics*. 2022. V. 11, Iss. 19. DOI: 10.3390/electronics11193216
19. Diao S., Chen X., Luo J. Development and experimental evaluation of a 3D vision system for grinding robot. *Sensors*. 2018. V. 18, Iss. 9. DOI: 10.3390/s18093078
20. Xu J., Xu L., Li Y., Sun Y. Shape-adaptive CNC milling for complex contours on deformed thin-walled revolution surface parts. *Journal of Manufacturing Processes*. 2020. V. 59. P. 760-771. DOI: 10.1016/j.jmapro.2020.10.001
21. Afonin V.L., Smolentsev A.N., Yakovlev M.G. Intelligent robotic complex for finishing complex surfaces. *Proceedings of the International Scientific and Technological Conference «Extreme Robotics and Conversion Tendencies» (June, 7-8, 2018, Saint-Petersburg, Russia)*. SPb.: Politehnika Servis Publ., 2018. P. 161-170. (In Russ.)
22. Shadrin M.V. *Lazernyy triangulyatsionnyy 3D metod i ustroystvo dlya prototipirovaniya i izgotovleniya slozhnykh izdeliy. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Laser triangulation 3D method and device for prototyping and manufacturing complex products. Ph.D thesis in Engineering Science]. Ryazan, 2020, 194 p.
23. Franca J.G.D.M., Gazziro M.A., Ide A.N., Saito J.H. A 3D scanning system based on laser triangulation and variable field of view. *Proceedings of the IEEE International Conference on Image Processing 2005 (September, 14, 2005, Genova)*. DOI: 10.1109/ICIP.2005.1529778
24. Petrov M.A., Eldib I.S.A. Development of 3D-models of sheet and bulk metal parts, obtained by cold deformation, using optical scanning. *Izvestiya Tul'skogo Gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki*. 2019. No. 9. P. 471-479. (In Russ.)
25. Alontseva D.L., Krasavin A.L., Shadrin G.K., Kadyroldina A.T., Kusaiyn-Murat T. Development of a control system for a manipulating industrial robot for 3D surface scanning. *Bulletin of D. Serikbayev East Kazakhstan Technical University*. 2019. No. 1. P. 81-87. (In Russ.)
26. Busurin V.I., Zhe L., Kudryavtsev P.S. Control of contactless profilometer for scanning surfaces of complex profile. *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*. 2022. V. 23, no. 10. P. 529-535. (In Russ.). DOI: 10.17587/mau.23.529-535
27. Losev E.D., Svinarev A.A., Mishurov S.V., Belkina A.V., Stepina A.S. Automation of the restoration of the impeller of the brotherly hydropower plant. *Mechanical Engineers to XXI Century*. 2018. No. 17. P. 169-174. (In Russ.)
28. Meltser-Jokisch T., Thomaidis D., Vil'kenkhener R. *Sposob avtomatizirovannogo remonta detali mashin* [Method of automated repair of machine parts]. Patent RF, no. 2499657, 2003. (Publ. 27.11.2013, bull. no. 33)
29. Wang X., Deng D., Hu Y., Ning F., Wang H., Cong W., Zhang H. Overhang structure and accuracy in laser engineered net shaping of Fe-Cr steel. *Optics & Laser Technology*. 2018. V. 106. P. 357-365. DOI: 10.1016/j.optlastec.2018.04.015
30. Gorbachev V.A., Krivorotov I.A., Markelov A.O., Kotlyarova E.V. Semantic segmentation of satellite images of airports using convolutional neural networks. *Computer Optics*. 2020. V. 44, no. 4. P. 636-645. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-6179-CO-636

## ИССЛЕДОВАНИЕ КРОМОЧНОГО ЭФФЕКТА В КОМПОЗИТАХ ПРИ ПОМОЩИ ПРОГРАММЫ ANSYS В ДВУХМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ

© 2023

**Ю. В. Скворцов** кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения;  
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;  
[yu.v.skvortsov@gmail.com](mailto:yu.v.skvortsov@gmail.com)

**М. А. Евтушенко** магистрант;  
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;  
[m.evtushenko.a@yandex.ru](mailto:m.evtushenko.a@yandex.ru)

Рассматривается возможность применения универсальной программы ANSYS для исследования концентрации межслоевых напряжений вблизи свободных кромок слоистых композитов в двухмерной конечно-элементной постановке. При этом выполняется моделирование сечения прямоугольной четырёхслойной композитной пластины конечной ширины со свободными боковыми кромками, находящейся под действием однородной осевой деформации. Для её создания предлагается оригинальный приём, состоящий в использовании температурного нагружения. Представленные результаты расчётов хорошо согласуются с результатами других авторов.

*Слоистые композиты; кромочный эффект; межслоевые напряжения; метод конечных элементов; двухмерная постановка*

---

*Цитирование:* Скворцов Ю.В., Евтушенко М.А. Исследование кромочного эффекта в композитах при помощи программы ANSYS в двухмерной постановке // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 125-134. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-125-134

---

### Введение

В настоящее время композиционные материалы, армированные высокопрочными и высокомодульными волокнами, успешно применяются в различных изделиях авиационной и ракетно-космической техники благодаря своим уникальным свойствам. Как правило, они имеют слоистую структуру. Высокая прочность таких композитов в плоскости слоёв обычно сочетается с низкой прочностью связи между слоями [1]. Однако для тонкостенных конструкций межслоевые напряжения весьма малы по сравнению с напряжениями в слоях. Кромочный эффект в изделиях из композитов состоит в существенном увеличении межслоевых напряжений вблизи свободных от нагрузки и закреплений кромок.

Следует отметить, что кромочному эффекту посвящено достаточно большое количество исследований, причём с использованием различных методов (аналитических, численных и полуаналитических). Одними из первых с этой проблемой столкнулись R.V. Pipes и N.J. Ragano. В своей статье [2], опубликованной ещё в 1970 году, они в рамках классической теории упругости рассмотрели поведение композитной пластины (полосы) конечной ширины с симметричной укладкой слоёв при однородной осевой деформации в предположении, что напряжения не зависят от продольной координаты. При этом для решения системы дифференциальных уравнений в частных производных относительно перемещений использовался метод конечных разностей.

Достаточно полный обзор работ, посвящённых кромочному эффекту, можно найти в статье [3], где приводится сравнительный анализ различных теорий многослойных пластин в отношении их способности улавливать высокие градиенты межсло-

евых напряжений, возникающих в задаче Pipes-Pagano вблизи свободных краёв. Отмечается, что непрерывно-структурные теории, базирующиеся на единой для всего пакета слоёв кинематической гипотезе, не позволяют выявить кромочный эффект. Для этих целей следует использовать дискретно-структурные теории, порядок уравнений в которых зависит от числа слоёв.

Целью настоящей работы является исследование концентрации напряжений вблизи свободных кромок слоистых композитов в двухмерной постановке при помощи универсальной программы ANSYS, реализующей метод конечных элементов. Такой подход позволяет повысить точность результатов при существенном сокращении вычислительных затрат.

### Постановка задачи

Многие исследователи для проверки своих теорий и моделей использовали задачу Pipes-Pagano. Суть её заключается в следующем. Прямоугольная четырёхслойная композитная пластина конечной ширины со свободными боковыми кромками находится под действием однородной осевой деформации (рис. 1). Материалом слоя является однонаправленный углепластик со следующими упругими характеристиками:

$$E_1 = 138 \cdot 10^3 \text{ МПа}; \quad E_2 = E_3 = 14,5 \cdot 10^3 \text{ МПа};$$

$$G_{12} = G_{13} = G_{23} = 5,86 \cdot 10^3 \text{ МПа}; \quad \mu_{12} = \mu_{13} = \mu_{23} = 0,21.$$

Рассматривается перекрёстно армированная укладка слоёв  $[\pm\theta]_s$ , где индекс  $s$  обозначает симметрию структуры относительно срединной плоскости. При этом в случае представления результатов в безразмерном виде геометрические размеры пластины  $b$  и  $h$  не имеют значения.

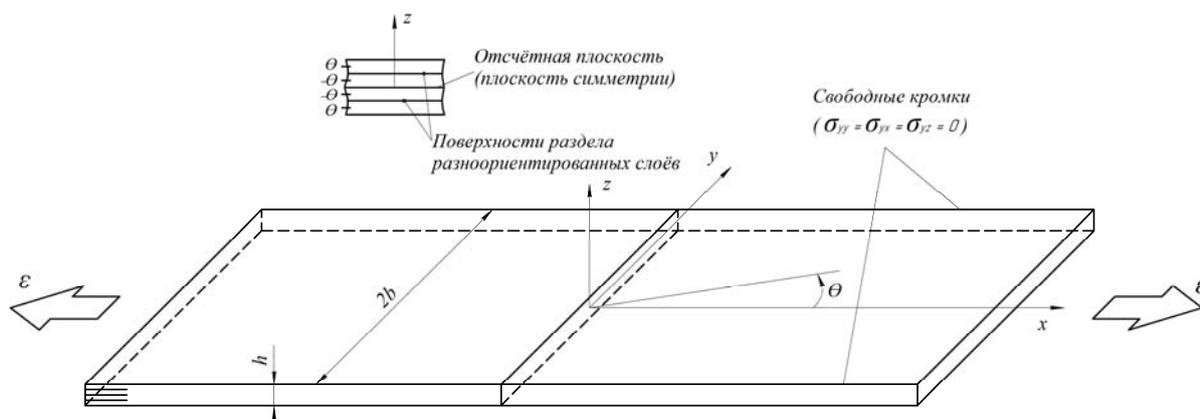


Рис. 1. Одноосное растяжение композитной пластины

Следует отметить, что многие исследователи рассматривали задачу Pipes-Pagano, но с другой укладкой слоёв, например для ортогонально армированных композитов  $[0/90]_s$  и  $[90/0]_s$ .

### Вычисление межслоевых напряжений в программе ANSYS

В программе ANSYS для моделирования тонкостенных композитных конструкций предназначен четырёхузловой элемент многослойной оболочки SHELL181, имеющий четырёхугольную форму (с возможностью вырождения в треугольную). Его геометрия описывается отсчётной (по умолчанию срединной) поверхностью, а также

заданием поперечного сечения (т. е. толщины, материала и угла ориентации каждого из слоёв пакета). В основе данного элемента лежит теория оболочек Миндлина-Рейсснера I порядка, базирующаяся на единой для всего пакета слоёв кинематической гипотезе прямой линии. Согласно этой гипотезе любой прямолинейный элемент, нормальный до деформации к срединной поверхности, при деформировании не искривляется, но в общем случае не остаётся нормальным к деформированной срединной поверхности. Данная гипотеза приводит к линейному изменению основных деформаций слоёв по толщине многослойного пакета [4]:

$$[\varepsilon] = [e] + z[\chi], \tag{1}$$

где  $z$  – расстояние от срединной поверхности (рис. 2);  $[e] = \{e_{xx} \ e_{yy} \ e_{xy}\}$  – матрица-столбец деформаций срединной поверхности;  $[\chi] = \{\chi_{xx} \ \chi_{yy} \ \chi_{xy}\}$  – матрица-столбец изменений кривизн.

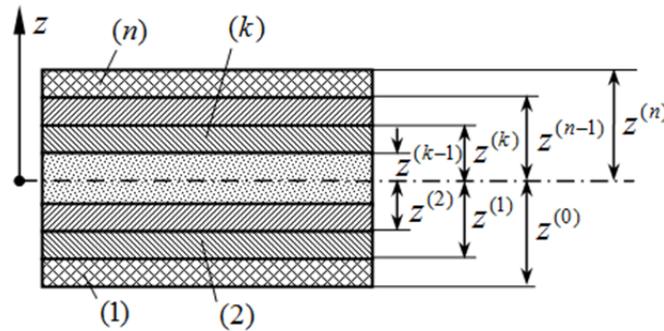


Рис. 2. Сечение многослойного пакета

Тогда согласно физическим соотношениям с учётом условий совместности деформаций можно записать:

$$[\sigma^{(k)}] = [\kappa^{(k)}]([e] + z[\chi]), \tag{2}$$

где  $[\sigma^{(k)}] = \{\sigma_{xx}^{(k)} \ \sigma_{yy}^{(k)} \ \sigma_{xy}^{(k)}\}$  – матрица-столбец напряжений в  $k$ -ом слое;  $[\kappa^{(k)}]$  – матрица жёсткости материала  $k$ -го слоя, преобразованная к общей системе координат  $(x, y)$ .

Из матричного равенства (2) видно, что, несмотря на линейное распределение деформаций по толщине пакета слоёв, напряжения в общем случае распределены кусочно-линейно и скачкообразно изменяются на границах слоёв.

Следует отметить, что гипотеза прямой линии позволяет в первом приближении учитывать деформации поперечного сдвига, которые получаются постоянными по толщине оболочки. Вычисление на их основе с помощью закона Гука соответствующих касательных напряжений приводит к недостоверным результатам. Поэтому поперечные касательные напряжения в каждом слое определяются через основные напряжения путём интегрирования по толщине дифференциальных уравнений равновесия трёхмерной теории упругости:

$$\frac{\partial \sigma_{xi}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yi}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zi}}{\partial z} = 0 \quad (i = x, y, z). \quad (3)$$

Учитывая кусочно-линейный характер изменения напряжений, интегрирование выполняется последовательно по каждому слою:

$$\begin{aligned} \sigma_{xz} &= -\int \left( \frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{xy}}{\partial y} \right) dz; \\ \sigma_{yz} &= -\int \left( \frac{\partial \sigma_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yy}}{\partial y} \right) dz. \end{aligned} \quad (4)$$

При этом используются условия неразрывности данных напряжений на границах раздела слоёв, значения которых и представляют собой межслоевые напряжения:

$$\sigma_{xz}^{(k)}(z^{(k)}) = \sigma_{xz}^{(k+1)}(z^{(k)}); \quad \sigma_{yz}^{(k)}(z^{(k)}) = \sigma_{yz}^{(k+1)}(z^{(k)}) \quad (k = 1, \dots, n-1), \quad (5)$$

а также граничные условия на наружных поверхностях пластины. Если на верхней и нижней поверхностях касательные нагрузки отсутствуют, то

$$\sigma_{xz}^{(1)}(z^{(0)}) = \sigma_{xz}^{(n)}(z^{(n)}) = 0; \quad \sigma_{yz}^{(1)}(z^{(0)}) = \sigma_{yz}^{(n)}(z^{(n)}) = 0. \quad (6)$$

Это приводит к квадратичному распределению поперечных касательных напряжений по толщине каждого слоя.

Аналогично могут быть определены и поперечные нормальные напряжения, но уже через поперечные касательные напряжения путём интегрирования по толщине слоёв третьего уравнения равновесия. В пределах каждого слоя они будут изменяться по кубическому закону и также будут непрерывны на границах слоёв.

Следует отметить, что элемент SHELL181 позволяет рассчитывать только межслоевые касательные напряжения. Доступ к ним возможен с помощью так называемой таблицы элементов. Однако, как показывают результаты численного моделирования, такой подход не позволяет выявить концентрацию данных напряжений вблизи свободных кромок.

То, что гипотеза прямой линии вблизи свободной кромки неприменима, можно проиллюстрировать на примере двухслойного ортогонально армированного композита (рис. 3). При однородной деформации  $\varepsilon_{xx}$  в поперечном направлении у деформации в слоях будут равны

$$\varepsilon_{yy}^{(1)} = -\mu_{21}\varepsilon_{xx}; \quad \varepsilon_{yy}^{(2)} = -\mu_{12}\varepsilon_{xx}, \quad (7)$$

где  $\mu_j$  – коэффициенты Пуассона, причём первый индекс указывает направление действующего напряжения, а второй – направление возникающей при этом поперечной деформации.

Благодаря симметрии упругих свойств справедливо следующее равенство:

$$\mu_{21} = \mu_{12} \frac{E_2}{E_1}, \quad (8)$$

где  $E_1$  и  $E_2$  – модули упругости вдоль и поперёк армирующих волокон.

Поскольку  $E_1 \gg E_2$ ,  $\mu_{12} \gg \mu_{21}$  и, следовательно,  $|\varepsilon_{yy}^{(2)}| \gg |\varepsilon_{yy}^{(1)}|$ . Это приводит к сильному искривлению нормали на границе раздела слоёв.

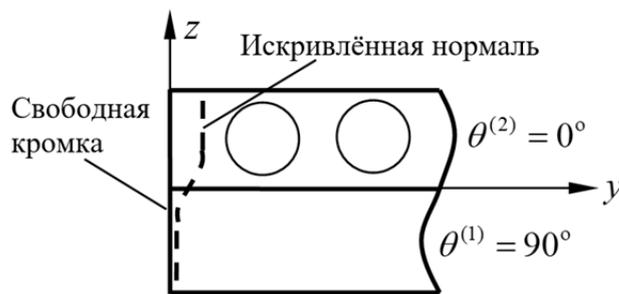


Рис. 3. Пример сильного искривления нормали

Таким образом, здесь требуется полная трёхмерная постановка, предполагающая использование объёмных конечных элементов. В программе ANSYS к таковым относятся элементы SOLID185 и SOLID186, имеющие в общем случае шестигранную форму. Первый является элементом I порядка с 8 узлами, расположенными в вершинах гексаэдра, а второй – II порядка с 20 узлами, расположенными помимо вершин ещё и на сторонах. Оба элемента имеют опции однородного и слоистого тела. При выборе первой опции требуются свойства ортотропного материала. Здесь принимается, что главные оси упругости совпадают с осями системы координат элемента, определяемой по умолчанию или задаваемой пользователем. Опция слоистого тела предполагает задание поперечного сечения. В этом случае при моделировании композитов можно взять всего лишь один элемент по толщине многослойного пакета. Однако при таком подходе вычисление межслоевых напряжений выполняется точно так же, как и для элемента многослойной оболочки.

Как показывают результаты вычислительного эксперимента, для более или менее точного нахождения межслоевых касательных и нормальных напряжений вблизи свободных кромок необходимо моделировать отдельно каждый слой, причём следует задавать не один, а несколько элементов SOLID185 (с опцией однородного тела) по толщине такого слоя. Учитывая, что отношение длин сторон конечного элемента не должно быть слишком большим (или малым), такой подход требует весьма густую сетку и, как следствие, огромных вычислительных затрат.

Следует отметить, что задачу Pipes-Pagano можно решить в двухмерной постановке путём рассмотрения лишь поперечного сечения пластины. Как известно, при решении двухмерных задач в программе ANSYS моделирование проводится в плоскости XY глобальной декартовой системы координат при помощи плоских элементов

PLANE182 или PLANE183. Первый представляет собой четырёхугольный элемент первого порядка и имеет четыре узла, а второй – четырёхугольный элемент второго порядка с восьмью узлами. При этом имеется возможность выбора опции: plane stress – плоское напряжённое состояние; plane strain – плоская деформация.

При решении данной задачи в программе ANSYS возникает проблема, связанная с приложением нагрузки, то есть с созданием однородной деформации  $\varepsilon$  в направлении, перпендикулярном плоскости моделирования. Здесь можно предложить следующий приём. Как известно, при выборе опции plane strain полная деформация  $\varepsilon_{ZZ}^{пол}$  в направлении оси  $Z$  в каждой точке двумерного тела равна нулю. Однако в случае теплового воздействия она будет равна сумме упругой  $\varepsilon_{ZZ}^{упр}$  и температурной  $\varepsilon_{ZZ}^{тем}$  составляющих. Тогда

$$\varepsilon_{ZZ}^{пол} = \varepsilon_{ZZ}^{упр} + \varepsilon_{ZZ}^{тем} = 0, \quad (9)$$

причём

$$\varepsilon_{ZZ}^{тем} = \alpha_z \Delta t,$$

где  $\alpha_z$  – коэффициент линейного расширения материала в направлении оси  $Z$ ;  $\Delta t$  – приращение температуры.

Отсюда получаем

$$\varepsilon_{ZZ}^{упр} = -\varepsilon_{ZZ}^{тем}$$

или

$$\varepsilon = -\alpha_z \Delta t. \quad (10)$$

Таким образом, для того, чтобы создать однородную растягивающую деформацию  $\varepsilon$ , нужно для материалов всех слоёв ввести значения  $\alpha_x = \alpha_y = 0$ , а  $\alpha_z > 0$  и в качестве нагрузки задать приращение температуры  $\Delta t < 0$ .

### Числовой пример

Для проверки предложенного подхода рассмотрим задачу Pipes-Pagano (рис. 1) с ортогональной укладкой слоёв  $[0/90]_s$ , которая приводит к возникновению существенных растягивающих межслоевых напряжений  $\sigma_{zz}$ . В силу симметрии здесь можно ограничиться моделированием лишь четверти сечения пластины плоскостью  $yz$ , как показано на рис. 4.

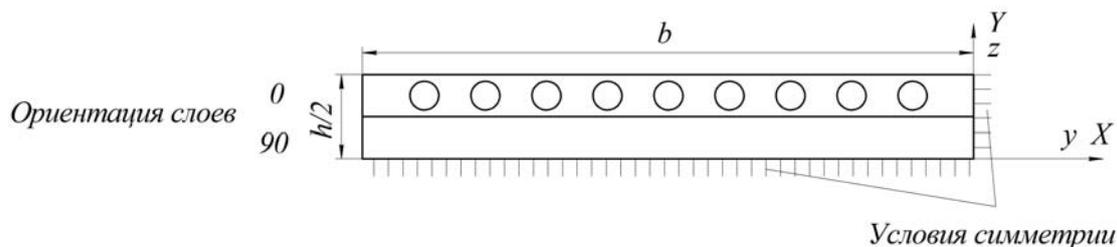


Рис. 4. Моделируемая часть сечения пластины

В данном случае особый интерес представляет задание свойств материалов слоёв. Для слоя с углом ориентации  $\theta = 0^\circ$  имеем:

$$EX = E_2 = 14,5 \cdot 10^3 \text{ МПа}; \quad EY = E_3 = 14,5 \cdot 10^3 \text{ МПа}; \quad EZ = E_1 = 138 \cdot 10^3 \text{ МПа};$$

$$GXY = G_{23} = 5,86 \cdot 10^3 \text{ МПа}; \quad GYZ = G_{13} = 5,86 \cdot 10^3 \text{ МПа}; \quad GXZ = G_{12} = 5,86 \cdot 10^3 \text{ МПа};$$

$$PRXY = \mu_{23} = 0,21; \quad PRYZ = \mu_{31} = \mu_{13} \frac{E_3}{E_1} = 0,022; \quad PRXZ = \mu_{21} = \mu_{12} \frac{E_2}{E_1} = 0,022;$$

$$ALPX = ALPY = 0; \quad ALPZ = \alpha_z = 1 \cdot 10^{-5} \text{ 1/}^\circ\text{C}.$$

Для слоя с углом ориентации  $\theta = 90^\circ$ :

$$EX = E_1 = 138 \cdot 10^3 \text{ МПа}; \quad EY = E_3 = 14,5 \cdot 10^3 \text{ МПа}; \quad EZ = E_2 = 14,5 \cdot 10^3 \text{ МПа};$$

$$GXY = G_{13} = 5,86 \cdot 10^3 \text{ МПа}; \quad GYZ = G_{23} = 5,86 \cdot 10^3 \text{ МПа}; \quad GXZ = G_{12} = 5,86 \cdot 10^3 \text{ МПа};$$

$$PRXY = \mu_{13} = 0,21; \quad PRYZ = \mu_{32} = \mu_{23} \frac{E_3}{E_2} = 0,21; \quad PRXZ = \mu_{12} = 0,21;$$

$$ALPX = ALPY = 0; \quad ALPZ = \alpha_z = 1 \cdot 10^{-5} \text{ 1/}^\circ\text{C}.$$

Разбивка моделируемой части поперечного сечения пластины осуществляется при помощи конечных элементов типа PLANE182, причём используется весьма густая сетка, содержащая 20 элементов по толщине каждого слоя. Нагружение здесь осуществляется путём задания приращения температуры  $\Delta t = -100^\circ\text{C}$ , при этом  $\varepsilon = 0,001$ .

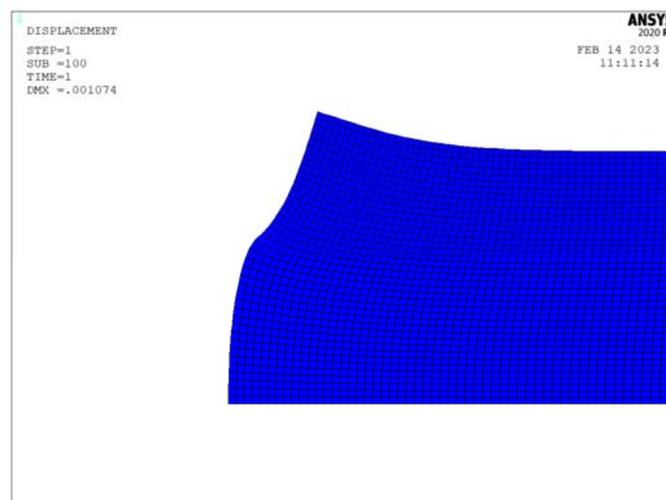


Рис. 5. Деформированное состояние сечения пластины

На рис. 5 представлено полученное в программе ANSYS деформированное состояние рассматриваемого сечения пластины в увеличенном масштабе, что позволяет увидеть искривление нормали.

Результаты расчёта напряжений в программе ANSYS в двухмерной постановке представлены на рис. 6, 7 сплошными линиями. При этом на рис. 6 приведено распределение поперечных нормальных напряжений  $\sigma_{zz}$  (или SY в программе ANSYS) по толщине пластины непосредственно на свободной кромке ( $y = -b$ ). Их значения на

границах раздела слоёв ( $z/h = 0$  и  $0,25$ ) и являются межслоевыми напряжениями. На рис. 7 изображено изменение межслоевых нормальных напряжений на границе раздела разнотипных слоёв ( $z/h = 0,25$ ) по ширине пластины вблизи свободного края. Как видно, они имеют существенные значения на расстоянии от края, примерно равном толщине одного слоя. Следует отметить, что на рис. 6 и 7 штриховыми линиями представлено решение из работы [3], найденное также при помощи программы ANSYS, но в трёхмерной постановке. Кроме того, на данных рисунках кружками и треугольниками изображены результаты из статей [5] и [6] соответственно, полученные с использованием специально разработанных конечных элементов.

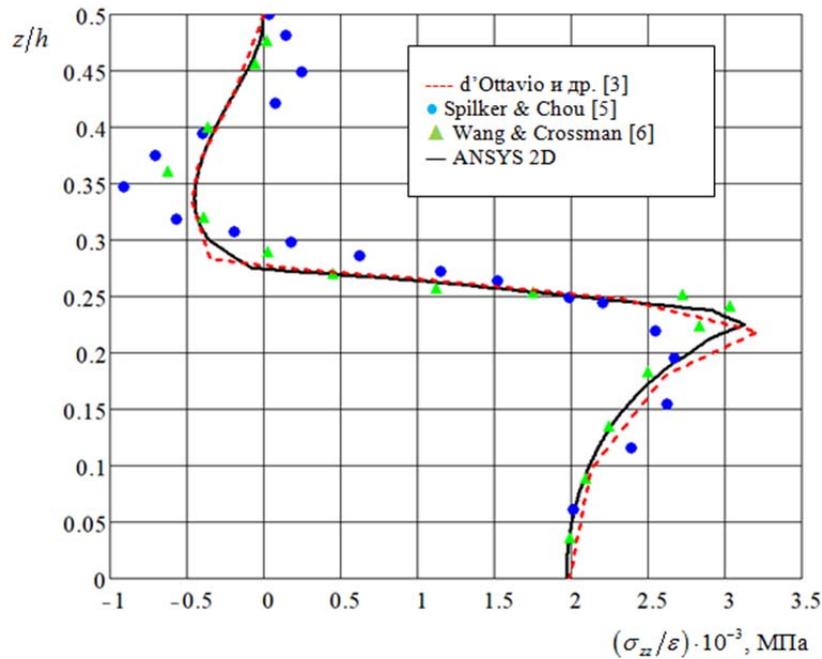


Рис. 6. Изменение поперечных нормальных напряжений  $\sigma_{zz}$  по толщине пластины

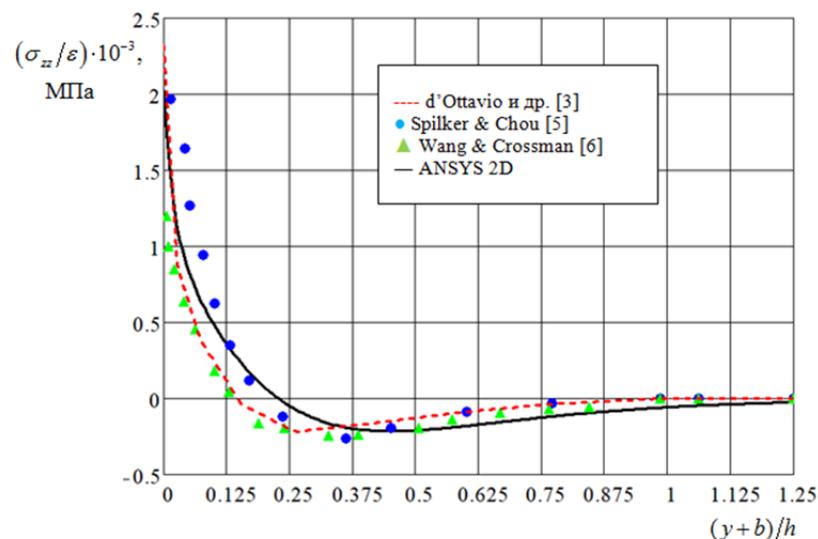


Рис. 7. Изменение нормальных межслоевых напряжений  $\sigma_{zz}$  по ширине пластины вблизи свободной кромки

## Заключение

Хорошее согласие решения, полученного в настоящей работе, с результатами других авторов говорит о работоспособности предложенного подхода. Двухмерная постановка позволяет использовать достаточно густую сетку конечных элементов, что обеспечивает высокую точность при определении межслоевых напряжений. Кроме того, данный подход может оказаться весьма полезным при решении более сложных задач, например связанных с оценкой возможного расслоения слоистых композитов. Следует отметить, что кромочный эффект может приводить к преждевременному выходу из строя композитных конструкций. Можно ожидать, что такие высокие межслоевые напряжения вблизи свободного края вызовут расслоение композита, в частности, при усталостных нагрузках. Анализ межслоевых напряжений должен быть завершён исследованием возникновения расслоения и его роста, возможно с использованием инструментов механики разрушения.

Работа выполнена в рамках госзадания Министерства науки и высшего образования РФ (номер проекта FSSS-2023-0007)

## Библиографический список

1. Shivakumar K., Abali F., Pora A. Modified short beam shear test for measuring interlaminar shear strength of composites // *AIAA Journal*. 2002. V. 40, Iss. 11. P. 2368-2370. DOI: 10.2514/2.1579
2. Pipes R.B., Pagano N.J. Interlaminar stresses in composite laminates under uniform axial extension // *Journal of Composite Materials*. 1970. V. 4, Iss. 4. P. 538-548. DOI: 10.1177/002199837000400409
3. D'Ottavio M., Vidal P., Valot E., Polit O. Assessment of plate theories for free-edge effects // *Composites: Part B, Engineering*. 2013. V. 48. P. 111-121. DOI: 10.1016/j.compositesb.2012.12.007
4. Алфутов Н.А., Зиновьев П.А., Попов Б.Г. Расчёт многослойных пластин и облочечек из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1984. 263 с.
5. Gaudenzi P., Mannini A., Carbonaro R. Multi-layer higher-order finite elements for the analysis of free-edge stresses in composite laminates // *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. 1998. V. 41, Iss. 5. P. 851-873. DOI: 10.1002/(sici)1097-0207(19980315)41:5<851::aid-nme312>3.0.co;2-q
6. Wang A.S.D., Crossman F.W. Some new results on edge effect in symmetric composite laminates // *Journal of Composite Materials*. 1977. V. 11, Iss. 1. P. 92-106. DOI: 10.1177/002199837701100110

## INVESTIGATION OF THE EDGE EFFECT IN COMPOSITES USING THE ANSYS SOFTWARE IN A TWO-DIMENSIONAL FORMULATION

© 2023

**Yu. V. Skvortsov** Candidate of Science (Engineering); Associate Professor of the Department of Space Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [yu.v.skvortsov@gmail.com](mailto:yu.v.skvortsov@gmail.com)

**M. A. Evtushenko** Graduate Student; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [m.evtushenko.a@yandex.ru](mailto:m.evtushenko.a@yandex.ru)

The possibility of using the universal software ANSYS to study the concentration of interlaminar stresses near the free edges of laminated composites in a two-dimensional finite element formulation is considered. In this case, the cross-section of a rectangular four-layer composite plate of finite width with free side edges subject to uniform axial deformation is simulated. To create it, an original technique is proposed which consists in using thermal stress. The presented calculation results are in good agreement with the results of other authors.

*Laminated composites; edge effect; interlaminar stresses; finite element method; two-dimensional formulation*

---

*Citation:* Skvortsov Yu.V., Evtushenko M.A. Investigation of the edge effect in composites using the ANSYS software in a two-dimensional formulation. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 125-134. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-125-134

## References

1. Shivakumar K., Abali F., Pora A. Modified short beam shear test for measuring interlaminar shear strength of composites. *AIAA Journal*. 2002. V. 40, Iss. 11. P. 2368-2370. DOI: 10.2514/2.1579
2. Pipes R.B., Pagano N.J. Interlaminar stresses in composite laminates under uniform axial extension. *Journal of Composite Materials*. 1970. V. 4, Iss. 4. P. 538-548. DOI: 10.1177/002199837000400409
3. D'Ottavio M., Vidal P., Valot E., Polit O. Assessment of plate theories for free-edge effects. *Composites: Part B, Engineering*. 2013. V. 48. P. 111-121. DOI: 10.1016/j.compositesb.2012.12.007
4. Alfutov N.A., Zinov'ev P.A., Popov B.G. *Raschet mnogosloynnykh plastin i obolochek iz kompozitsionnykh materialov* [Calculation of multilayer plates and shells made of composite materials]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1984. 263 p.
5. Gaudenzi P., Mannini A., Carbonaro R. Multi-layer higher-order finite elements for the analysis of free-edge stresses in composite laminates. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. 1998. V. 41, Iss. 5. P. 851-873. DOI: 10.1002/(sici)1097-0207(19980315)41:5<851::aid-nme312>3.0.co;2-q
6. Wang A.S.D., Crossman F.W. Some new results on edge effect in symmetric composite laminates. *Journal of Composite Materials*. 1977. V. 11, Iss. 1. P. 92-106. DOI: 10.1177/002199837701100110

## МОДЕЛЬ ШИРИНЫ СПЕКТРАЛЬНОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ЗУБЦОВОЙ ГАРМОНИКИ РЕДУКТОРА ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2023

**А. Е. Сундуков** кандидат технических наук, технический директор;  
ООО «ПКФ «ТСК», г. Самара;  
[sunduckov@mail.ru](mailto:sunduckov@mail.ru)

**Е. В. Шахматов** академик Российской академии наук, заведующий кафедрой  
автоматических систем энергетических установок;  
Самарский национальный исследовательский  
университет имени академика С.П. Королёва;  
[shakhm@ssau.ru](mailto:shakhm@ssau.ru)

Ширина спектральных составляющих роторных машин определяется частотной модуляцией несущей от девиации частоты вращения ротора на стационарном режиме работы. Показано, что для зубцовой спектральной составляющей учёт только этого фактора недостаточен. Анализ литературных источников и выполненные исследования показывают, что она определяется также влиянием ряда других факторов: технологических (погрешности изготовления и сборки зубчатого зацепления), характеристиками режима работы (частота вращения, температура, передаваемая нагрузка), конструктивными (податливость деталей приводов, модификация рабочей поверхности зуба), а также неравномерным износом боковых поверхностей зубьев. На примере планетарного редуктора турбовинтового двигателя рассмотрена структура ширины зубцовой спектральной составляющей от рассмотренных факторов. На основе статистики по исследованию вибрации восемнадцати редукторов отремонтированных двигателей обоснован выбор соотношения для ширины спектральной составляющей частотно-модулированного процесса, дающий наиболее близкое соответствие экспериментальным данным. Предложена математическая модель ширины зубцовой спектральной составляющей отремонтированных и вновь изготовленных редукторов в виде произведения постоянного коэффициента и суммы дисперсий девиации частоты. Представлена зависимость для редукторов с износом при добавлении дисперсии от износа. Показано, что для случая максимального износа его часть в полной ширине составляет около 50%, а часть частотной модуляции от работы системы управления относительного постоянства частоты вращения ротора на стационарном режиме работы двигателя равна половине от остальных факторов.

*Частотная модуляция зубцовой гармоник; амплитудная модуляция зубцовой составляющей; ширина спектра вибрации зубчатого зацепления; девиация частоты ротора; диагностика дефектов редуктора; критерий Стьюдента*

---

*Цитирование:* Сундуков А.Е., Шахматов Е.В. Модель ширины спектральной составляющей зубцовой гармоник редуктора турбовинтового двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 135-144. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-135-144

### Введение

Использование вибродиагностики технического состояния роторных машин получило к настоящему времени широкое применение [1]. Это связано с тем, что среди существующих методов неразрушающего контроля данный подход является наиболее эффективным [2; 3]. При решении задач вибродиагностики дефектов наибольшее распространение получил спектральный анализ [4]. Характеристикой степени развития дефекта является интенсивность спектральной составляющей на её диагностической частоте. При расчёте автоспектра неизбежно встаёт вопрос о выборе ширины фильтра, обеспечивающего оценку полной интенсивности исследуемой составляющей. Это реализуется в случае согласованной фильтрации, то есть равенстве ширины анализирующего фильтра ширине спектральной составляющей. Поэтому необходимо в каждом случае знать её фактическую ширину. Подавляющее большинство источников вибра-

ции роторных машин кинематически связаны с их роторами. В этом случае ширина спектральной составляющей определяется в функции частотной модуляции гармонической несущей от девиации частоты вращения ротора на стационарном режиме работы машины. Для авиационных газотурбинных двигателей эта девиация определяется работой системы поддержания относительного постоянства частоты вращения его ротора на стационарном режиме работы. Однако для некоторых спектральных составляющих роторных машин, например зубцовых, сепараторной гармоники вибрации подшипников качения, учёт влияния только этого фактора оказывается недостаточным. Знание фактической ширины составляющих вибрации обеспечивает объективную оценку их параметров. Исследования и анализ литературных источников показывают, что зубцовая спектральная составляющая имеет более сложный механизм формирования её ширины. Она определяется, помимо указанного фактора, величиной кинематической погрешности и её ростом в процессе эксплуатации машины. Её величина зависит от ряда факторов: технологических (погрешности изготовления и сборки зубчатого зацепления), эксплуатационных (частота вращения, температура, передаваемая нагрузка), конструктивных (податливость деталей приводов, модификация рабочей поверхности зубьев), износа боковых поверхностей зубьев в процессе эксплуатации [5 – 9]. Следует отметить, что использование характеристик частоты позволяет решить проблему, связанную с изменением вибрационного состояния двигателя при его перестановке со стенда на объект и расширить перечень анализируемых сигналов [10 – 12].

### **Постановка задачи и метод решения**

Цель работы – разработка модели ширины зубцовой спектральной составляющей вибрации и оценка долей её ширины от отмеченных влияющих факторов на примере зубчатого зацепления редуктора турбовинтового двигателя. Принято, что ширина зубцовой спектральной составляющей определяется только частотной модуляцией гармонической несущей узкополосным случайным процессом от рассматриваемых влияющих факторов. На основе оценки известных соотношений, связывающих ширину спектральной составляющей с характеристиками частотно-модулирующего процесса, обоснован выбор зависимости, дающей наиболее близкие значения соответствующим экспериментальным данным. На примере зубцовой гармоники вибрации редуктора одного из турбовинтовых двигателей был выполнен анализ её структуры. Исследовались зубцовая гармоника отремонтированных двигателей и двигателей с разной степенью износа боковых поверхностей зубьев редуктора. Учитывая, что максимальный износ в данном редукторе происходит в паре «солнечная шестерня – сателлиты», анализировалась зубцовая составляющая этой пары [13].

На базе анализа статистических данных фактической ширины зубцовой составляющей отремонтированных редукторов, а также расчёта доли ширины, вызванной частотной модуляцией от работы системы регулирования частоты вращения ротора турбокомпрессора на стационарных режимах, выявлена её структура и дана оценка долей от влияющих факторов. Принято, что ширина роторной спектральной составляющей определяется только девиацией частоты вращения ротора турбокомпрессора от работы системы регулирования на стационарном режиме и она неизменна на исследуемых режимах. Оценка доли ширины спектральной составляющей от фактора «частотная модуляция от работы системы регулирования» выполнена на основе измерения ширины роторной гармоники на рассматриваемом уровне с учётом кратности зубцовой гармоники относительно роторной. Для уменьшения влияния на полученные результаты общего вибрационного фона анализ данных выполнен в режиме спектральной плотности мощности. При этом ширина фильтра выбиралась минимальной при обеспечении относительно гладкой огибающей исследуемой спектральной составляющей. Влияние

ремонта зубчатого зацепления на ширину спектральной составляющей не учитывалось. Анализировалась вибрация с вибропреобразователя, сориентированного в вертикальном направлении на стыке картеров компрессора и редуктора.

### Результаты и их обсуждение

Рассмотрим некоторые известные соотношения, определяющие ширину составляющей спектра в случае учёта частотной модуляции. Проблема связи спектров модулирующего процесса и частотно-модулированного колебания исследовалась применительно к радиотехническим задачам. При этом, как отмечено в [14], авторы исследовали два практических случая: с нулевой средней частотой модулирующего случайного процесса [15] и отличной от нуля [16; 17]. В настоящей работе рассматривается второй случай.

В работе [16] для модулирующей функции в виде стационарного случайного колебания с равномерно распределённой фазой в интервале  $0 \div 2\pi$  и коэффициентом корреляции  $\tau_F$  при  $\bar{F}_f^2 \tau_F^2 \gg 1$  ( $\bar{F}_f$  – среднее значение частоты модулирующей функции) показано, что ширина спектра ( $\Pi_{1/e}$ ) модулированного колебания на уровне  $1/e$  относительно максимального значения определяется в виде

$$\Pi_{1/e} = 2\sqrt{2}\sigma_f^2, \quad (1)$$

где  $\sigma_f^2$  – дисперсия девиации частоты модулирующего колебания.

В [17] ширину спектра при частотной модуляции узкополосным случайным процессом с максимальной частотой  $\Omega_a$  на уровне 0,5 от максимального значения при модулирующей функции вида

$$G_a(\omega) = \begin{cases} \frac{1}{\Omega_a} & \text{при } 0 < \omega < \Omega_a, \\ 0 & \text{при } \omega > \Omega_a \end{cases} \quad (2)$$

предложено определять как

$$\Pi_{0,5} = \begin{cases} \frac{\pi\sigma_\omega^2}{\Omega_a} & \text{при } \frac{\sigma_\omega}{\Omega_a} \ll 1, \\ 2\sigma_\omega (2 \ln 2)^{1/2} & \text{при } \frac{\sigma_\omega}{\Omega_a} \gg 1. \end{cases} \quad (3)$$

Авторы работы отмечают, что хотя этот результат получен для модулирующей функции (2), он справедлив и для других видов  $G_a(\omega)$ .

Выбор зависимости в (3) определяется величиной отношения среднеквадратического значения модулирующей частоты к её максимальной величине. Соответствующая оценка по 18 отремонтированным двигателям с использованием параметров первой роторной гармоники показывает, что в (3) следует использовать первое соотношение. По этим же данным выявлено, что наиболее близкие значения по ширине спектральной составляющей даёт соотношение (1).

Получен ряд средних величин, позволяющих оценить ширину зубцовой спектральной составляющей на уровне  $1/e$  от максимального значения и соответствующие доли от влияющих факторов. Учитывая, что влияние частотной модуляции от погрешностей изготовления и сборки, а также конструктивных факторов, можно принять неизменным, оценку влияния режимных факторов можно определить на основе использования разности ширины спектральной составляющей при работе двигателя на режимах работы малый газ и максимальный. Однако для рассматриваемого двигателя используются разные законы управления частотой вращения ротора на малом газу и остальных стационарных режимах. Поэтому вместо режима малый газ использовался режим 0,4Ne (Ne – номинальный режим работы двигателя) с некоторым уменьшением полученной доли ширины спектральной составляющей от данного фактора. Соответствующие экспериментальные данные, осреднённые по 18 отремонтированным двигателям, представлены в табл. 1.

Таблица 1. Средние значения исследуемых параметров отремонтированных двигателей

$\Pi_1$ , Гц	$\Pi_2$ , Гц	$\Pi_3$ , Гц	$\Pi_{чМ}$ , Гц	$\Pi_2 - \Pi_{чМ}$ , Гц	$\Pi_p$ , Гц	$\Pi_{\Pi}$ , Гц
5,68	8,38	0,12	3,94	4,44	2,70	1,74

Здесь  $\Pi_1$  – ширина зубцовой спектральной составляющей на режиме работы двигателя 0,4 Ne;  $\Pi_2$  – ширина зубцовой спектральной составляющей на максимальном режиме работы двигателя;  $\Pi_3$  – ширина роторной спектральной составляющей на максимальном режиме работы двигателя;  $\Pi_{чМ}$  – часть ширины зубцовой спектральной составляющей от частотной модуляции на максимальном режиме работы, вызванная работой системы управления двигателем;  $\Pi_p$  – часть ширины зубцовой спектральной составляющей от влияния режимных (эксплуатационных) факторов;  $\Pi_{\Pi}$  – часть ширины зубцовой спектральной составляющей от погрешностей изготовления и сборки.

Из-за сложности оценки влияния конструктивных факторов на ширину зубцовой спектральной составляющей будем считать, что её часть включена в  $\Pi_{\Pi}$ .

Часть ширины  $\Pi_{чМ}$  определялась как произведение  $\Pi_3$  на кратность зубцовой составляющей (32,82) относительно роторной [13] и равна 3,94 Гц.  $\Pi_p = \Pi_2 - \Pi_1$  (2,70 Гц),  $\Pi_{\Pi} = \Pi_2 - \Pi_{чМ} - \Pi_p$  (1,74 Гц). В процентном выражении эти части составляют:  $\Pi_{чМ} = 47,0\%$ ,  $\Pi_p = 32,2\%$ ,  $\Pi_{\Pi} = 20,8\%$ . Следовательно часть ширины зубцовой спектральной составляющей отремонтированного зубчатого зацепления от работы системы поддержания относительного постоянства частоты вращения ротора двигателя составляет около половины полной ширины. Полученные оценки частей ширины зубцовой спектральной составляющей от исследованных факторов являются некоторыми приближёнными оценками и предназначены для выявления её структуры.

Согласно ГОСТ 1643-81 [18] кинематическая погрешность зубчатого зацепления определяется как разность между фактическим и расчётным углами поворота ведомого зубчатого колеса. В параметрах частот вращения зубчатых колёс суммарную кинематическую погрешность от действующих факторов можно определить в виде

$$\Delta\omega = \omega_2 - \omega_1 \frac{z_1}{z_2}, \tag{4}$$

где  $\omega_1, \omega_2$  – соответственно текущие значения частот вращения шестерни и колеса;  $z_1, z_2$  – числа их зубьев.

Текущее значение частоты вращения выходного вала зубчатого зацепления определяется в виде

$$\omega_2 = \omega_1 \frac{z_1}{z_2} + \Delta\omega. \quad (5)$$

Параметр  $\Delta\omega$  определяется действием всех влияющих факторов. Тогда модель ширины зубцовой спектральной составляющей отремонтированного и вновь изготовленного зубчатого зацепления можно определить как

$$\Pi_{1/e} = 2\sqrt{2} (D_{\text{чм}} + D_p + D_{\text{п}} + D_{\text{к}}), \quad (6)$$

где  $D_{\text{чм}}$  – дисперсия девиации частоты вращения колеса на стационарном режиме работы двигателя, вызванная работой системы управления частотой вращения ротора двигателя на стационарном режиме его работы;  $D_p$  – дисперсия девиации частоты вращения колеса от влияния режимных факторов;  $D_{\text{п}}$  – дисперсия девиации частоты вращения колеса от погрешностей изготовления и сборки зубчатого зацепления;  $D_{\text{к}}$  – дисперсия девиации частоты вращения колеса от влияния конструктивных факторов.

Рассмотрим зависимость параметра  $\Pi_2$  от величины износа боковых поверхностей зубьев. При исследовании рассматривались четыре варианта износа [13]:

- 1) текущий – максимальный износ зубьев солнечной шестерни относительно эвольвенты после последнего ремонта;
- 2) текущий полный – максимальный износ зубьев солнечной шестерни относительно исходной эвольвенты;
- 3) текущий суммарный – сумма максимальных износов зубьев солнечной шестерни и сателлитов относительно эвольвент после последнего ремонта;
- 4) суммарный полный – сумма максимальных износов зубьев солнечной шестерни и сателлитов относительно исходных эвольвент.

Значимость парного коэффициента корреляции ( $r$ ) проверяется на основе  $t$ -критерия Стьюдента [19]. Расчёт параметра  $t$  выполняется по соотношению

$$t = \left[ \frac{r^2}{1-r^2} (n-2) \right]^{1/2}, \quad (7)$$

где  $n$  – объём статистики.

Если  $t > t_{\text{кр}}$  ( $t_{\text{кр}}$  – критическое значение, определяемое по соответствующей таблице при заданном значении уровня значимости  $P$  и объёма статистики  $n$ ), коэффициент корреляции признается значимым и даётся заключение о тесной статистической взаимосвязи между исследуемыми параметрами. В технических приложениях принято использовать  $P = 0,05$ . Выполненный анализ показывает, что значимым следует принять коэффициент корреляции  $r = 0,77$  для суммарного полного износа. Соответствующие данные представлены в табл. 2.

Соответствующая графическая зависимость приведена на рис. 1.

Таблица 2. Зависимость параметра  $\Pi_2$  от суммарного полного износа

Износ, мм	0,018	0,024	0,027	0,030	0,032	0,032	0,034	0,036	0,036	0,036
$\Pi_2$ , Гц	7,0	7,9	8,0	7,0	9,0	10,5	10,0	10,8	11,5	15,8

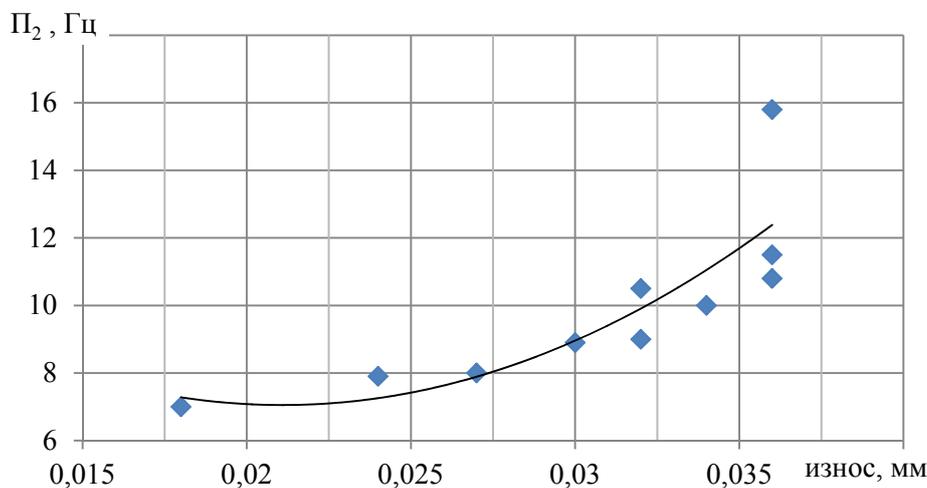


Рис. 1. Зависимость ширины зубцовой спектральной составляющей от величины суммарного полного износа,  $r = 0,77$

Уравнение аппроксимации имеет вид:

$$y = 23972x^2 - 1010x + 17,70. \tag{8}$$

Анализ полученных данных показывает:

- до величины суммарного полного износа 0,030 мм наблюдается незначительный рост ширины зубцовой спектральной составляющей, близкий к линейному и с этой величины износа отмечается превышение этого параметра над средним значением для отремонтированных редукторов;

- в интервале значений величины износа 0,030...0,036 мм виден более интенсивный рост ширины, близкий к экспоненциальному;

- для максимального значения полученной ширины зубцовой спектральной составляющей (15,8 Гц) с учётом величины  $\Pi_2$  можно показать, что доля её ширины от исследуемых выше факторов составляет 53%, от износа боковых поверхностей зубьев – 47%. При использовании данных по аппроксимирующей кривой доля от износа составляет 33%.

Модель ширины зубцовой спектральной составляющей на уровне  $1/e$  от максимального значения при наличии износа боковых поверхностей зубьев можно определить в виде

$$\Pi_{1/e} = 2\sqrt{2} (D_{\text{чм}} + D_p + D_{\Pi} + D_{\text{к}} + D_{\text{изн}}), \tag{9}$$

где  $D_{\text{изн}}$  – дисперсия девиации частоты от износа боковых поверхностей зубьев.

Таким образом, соотношения (4) и (5) определяют вид моделей ширины зубцовой спектральной составляющей на уровне  $1/e$  относительно максимального значения для

отремонтированных и изготовленных зубчатых зацеплений, а также зубчатых зацеплений при наличии износа. Для рассмотренного случая основным определяющим фактором, влияющими на ширину зубцовой спектральной составляющей, является её частотная модуляция, вызванная:

- работой системы управления относительным постоянством частоты вращения ротора двигателя на стационарном режиме его работы;
- эксплуатационными характеристиками работы зубчатого зацепления (частота вращения, передаваемая нагрузка, температура);
- износом боковых поверхностей зубьев.

Использование полученных результатов позволяет более точно оценивать интенсивность зубцовых спектральных составляющих и в ряде случаев выявить износ по оценке только интенсивности первой зубцовой гармоники вместо интенсивности  $n$ -мерного вектора от ряда кратных зубцовых гармоник. Выявление структуры ширины зубцовой спектральной составляющей открывает возможности разработки новых диагностических признаков износа боковых поверхностей зубьев.

### **Выводы**

Выполненные исследования позволили обосновать выбор соотношения, определяющего ширину зубцовой спектральной составляющей от девиации частоты вращения зубчатых колёс при работе машины на стационарном режиме.

Показано, что в общем случае ширина зубцовой спектральной составляющей определяется влиянием следующих факторов: технологических (погрешности изготовления и сборки), эксплуатационных (частота вращения, температура, передаваемая нагрузка), конструктивных (податливость деталей передачи, модификация рабочих поверхностей зубьев), частотной модуляцией от девиации частоты вращения ротора газотурбинного двигателя, вызванной работой системы регулирования и износом боковых поверхностей зубьев в процессе эксплуатации.

На примере дифференциального редуктора турбовинтового двигателя оценён вклад этих факторов в полную ширину зубцовой спектральной составляющей. Установлено, что при суммарном полном износе в 0,036 мм доля от износа в формировании ширины может составлять до 50%. При этом доля частотной модуляции от работы системы регулирования составляет около половины от остальных влияющих факторов.

Предложены соотношения, определяющие модель ширины зубцовой спектральной составляющей отремонтированного и вновь изготовленного зубчатого зацепления, а также зубчатого зацепления при наличии износа боковых поверхностей зубьев.

### **Библиографический список**

1. Бигус Г.А., Даниев Ю.Ф., Быстрова Н.А., Галкин Д.И. Основы диагностики технических устройств и сооружений. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 445 с.
2. Неразрушающий контроль. Справочник в 7 т. Т. 7, кн. 2. Вибродиагностика / под ред. В.В. Клюева. М.: Машиностроение, 2005. 828 с.
3. Skeinik R., Petersen D. Automated fault detection via selective frequency band alarming in PC-based predictive maintenance systems. CSI, Knaxville, TN 37923, USA.
4. Русов В. А. Диагностика дефектов вращающегося оборудования по вибрационным сигналам. Пермь: Вибро-Центр, 2012. 252 с.

5. Гудков П.А. Комплексное исследование структуры технологических погрешностей зубчатых колёс // Вестник Курганского государственного университета. Серия: Технические науки. 2010. № 1 (17). С. 174-175.

6. Забелин Д.А. Влияние погрешностей изготовления и сборки зубчатых передач на их кинематическую точность // Вестник Белорусско-Российского университета. 2009. № 2 (23). С. 78-87. DOI: 10.53078/20778481\_2009\_2\_78

7. Кожаринов Е.В., Калинин Д.В., Голованов В.В. Снижение вибронпряжённости авиационных зубчатых передач // Авиационные двигатели. 2020. № 1 (6). С. 57-64. DOI: 10.54349/26586061\_2020\_1\_57

8. Кудрявцев Л.А., Колчин О.М., Тишин И.Ф., Севастьяненко А.Н., Уваров А.А. Кинематическая погрешность зубчатых передач в квазистатических и динамических условиях // Измерительная техника. 1988. № 10. С. 20-21.

9. Сундуков А.Е. Диагностические признаки износа боковых поверхностей зубьев на основе анализа параметров зубцовой спектральной составляющей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 3. С. 141-149. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-3-141-149

10. Вуль В.М., Попков В.И., Агафонов В.К., Бакланов В.С. Исследование динамических характеристик двигателя, стенда и объекта в местах опорных связей // Сб. трудов «Вибрационная прочность и надёжность двигателей и систем летательных аппаратов». Вып. 7. Куйбышев: КуАИ, 1980. С. 62-68.

11. Baklanov V.S. Evaluation of engine health monitoring using result of research into the dynamic flexibility of cases // Proceedings of the International Meeting «Engine Health Monitoring-93» (SAE, CIAM, St. Petersburg, 1993). V. 1.

12. Сундуков А.Е., Шахматов Е.В. Оценка влияния места постановки двигателя и типа воздушного винта на диагностические признаки износа зубьев его редуктора // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29, № 4. С. 208-218. DOI: 10.3475/vst-2022-4-208-218

13. Авраменко А.А., Крючков А.Н., Плотников С.М., Сундуков Е.В., Сундуков А.Е. Совершенствование методов вибродиагностики износа зубьев шестерён дифференциального редуктора турбовинтового двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технология и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 16-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-16-26

14. Зиятдинов С.И., Осипов Л.А. Спектр гармонического колебания при частотной модуляции случайным сигналом // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2020. Т. 63, № 3. С. 206-212. DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-3-206-212

15. Перов А.И., Замолодчиков В.Н., Чиликин В.М. Радиоавтоматика: учеб. для ВУЗов. М.: Радиотехника, 2014. 320 с.

16. Рытов А.М. Введение в статистическую радиофизику. Ч. I. Случайные процессы. М.: Наука, 1976. 496 с.

17. Астайкин А.И., Помазков А.П. Теоретические основы радиотехники. Ч. II. Основы теории сигналов. Саров: РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2004. 332 с.

18. ГОСТ 1643-81. Основные нормы взаимозаменяемости. Передачи зубчатые цилиндрические. Допуски. М.: ИПК Издательство стандартов, 2003. 44 с.

19. Соколов Г.А., Сагитов Р.В. Введение в регрессионный анализ и планирование регрессионных экспериментов в экономике: учеб. пособие. М.: ИНФРА-М, 2010. 202 с.

## MODEL OF THE TURBOPROP ENGINE REDUCTION GEAR TOOTH HARMONIC SPECTRAL COMPONENT

© 2023

**A. E. Sundukov** Candidate of Science (Engineering), Engineering Director;  
PKF TSK, LLC, Samara, Russian Federation;  
[sundukov@mail.ru](mailto:sundukov@mail.ru)

**E. V. Shakhmatov** Academician of the Russian Academy of Sciences,  
Head of the Department of Power Plant Automatic Systems;  
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;  
[shakhm@ssau.ru](mailto:shakhm@ssau.ru)

The width of spectral components in rotary machines is determined by the frequency modulation of the carrier from the rotor speed deviation in the stationary operation mode. It was shown that, for the tooth spectral component, it is not enough to take into account this factor only. The analysis of publications and the studies performed show that it is also determined by the effect of many other factors: process-related ones (errors in manufacturing and assembly of gear wheels), operation mode parameters (rpm, temperature, transmitted load); design-related factors (flexibility of drive parts; modification of the tooth face), as well as uneven wear of tooth flanks. Using the planetary gearbox of a turboprop engine as an example, the structure of the tooth spectral component width in function of the analyzed influencing factors was considered. Based on the vibration statistics for eighteen gearboxes in overhauled engines, the choice of a ratio for the spectral component width of a frequency modulated process was justified. This choice showed readings closest to the corresponding experimental data. For the vibration of ten gearboxes with different degrees of tooth flank wear, the corresponding dependence of the width on the wear is presented. A mathematical model for the tooth spectral component width in overhauled and newly manufactured gearboxes as the product of the constant coefficient with the deviation dispersion sum from the considered factors was proposed. The same dependence was also given for gearboxes with wear when adding the dispersion from wear to the dispersion sum. It was demonstrated that, for the presented case of the maximum wear, its fraction in the total width was about 50%, whereas the fraction of the frequency modulation from the operating system of adjusting relative rotor speed constancy in the stationary engine operation mode was equal to half of all the other factors.

*Frequency modulation of the tooth harmonic; amplitude modulation of the tooth component; gear vibration spectrum width; rotor frequency deviation; gearbox defect diagnostics; Student's test*

**Citation:** Sundukov A.E., Shakhmatov E.V. Model of the turboprop engine reduction gear tooth harmonic spectral component. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 135-144. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-135-144

### References

1. Bigus G.A., Daniev Yu.F., Bystrova N.A., Galkin D.I. *Osnovy diagnostiki tekhnicheskikh ustroystv i sooruzhenii* [Fundamentals of diagnostics of technical devices and structures]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University Publ., 2018. 445 p.
2. *Nerazrushayushchiy kontrol'. Spravochnik v 7 t. T. 7, kn. 2. Vibrodiagnostika / pod red. V.V. Klyueva* [Nondestructive testing: Handbook. In 7 volumes. V. 7. Book 2. Vibration-based diagnostics / ed. by V.V. Klyuev]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2005. 828 p.
3. Skeinik R., Petersen D. Automated fault detection via selective frequency band alarming in PC-based predictive maintenance systems. CSI, Knaxville, TN 37923, USA.
4. Rusov V. A. *Diagnostika defektov vrashchayushchegosya oborudovaniya po vibratsionnym signalam* [Diagnostics of rotating equipment defects by vibration signals]. Perm: Vibro-Tsenter Publ., 2012. 252 p.
5. Gudkov P.A. Complex research of structure of technological errors of cogwheels. *Vestnik Kurganskogo Gosudarstvennogo Universiteta. Seriya: Tekhnicheskie Nauki*. 2010. No. 1 (17). P. 174-175. (In Russ.)

6. Zabelin D.A. Influence of manufacturing errors and assembly of gear transmission on their kinematic accuracy. *Vestnik Belorussko-Rossiyskogo Universiteta*. 2009. No. 2 (23). P. 78-87. (In Russ.). DOI: 10.53078/20778481\_2009\_2\_78

7. Kozharinov E.V., Kalinin D.V., Golovanov V.V. Reduction of aviation gear's vibration. *Aviation Engines*. 2020. No. 1 (6). P. 57-64. (In Russ.) DOI: 10.54349/26586061\_2020\_1\_57

8. Kudryavtsev L.A., Kolchin O.M., Tishin I.F., Sevast'yanenko A.N., Uvarov A.A. Kinematic error of gear drives under quasistatic and dynamic conditions. *Measurement Techniques*. 1988. V. 31, Iss. 10. P. 956-958. DOI: 10.1007/BF00864873

9. Sunduckov A.E. Diagnostic indicators of tooth flank wear based on the analysis of tooth spectral component parameters. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 3. P. 141-149. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-3-141-149

10. Vul' V.M., Popkov V.I., Agafonov V.K., Baklanov V.S. Issledovanie dinamicheskikh kharakteristik dvigatelya, stenda i ob"ekta v mestakh opornykh svyazey. *Sb. trudov «Vibratsionnaya prochnost' i nadezhnost' dvigateley i sistem letatel'nykh apparatov»*. Iss. 7. Kuybyshev: Kuybyshev Aviation Institute Publ., 1980. P. 62-68. (In Russ.)

11. Baklanov V.S. Evaluation of engine health monitoring using result of research into the dynamic flexibility of cases. *Proceedings of the International Meeting «Engine Health Monitoring-93 (SAE, CIAM, S. Petersburg, 1993)*. V. 1.

12. Sundukov A.E., Shakhmatov E.V. Evaluation of both engine placement and propeller type effect on the diagnostic signs of its gearbox teeth wear. *Aerospace MAI Journal*. 2022. V. 29, no. 4. P. 208-218. DOI: 10.34759/vst-2022-4-208-218

13. Avramenko A.A., Kryuchkov A.N., Plotnikov S.M., Sundukov E.V., Sundukov A.E. Refining methods of vibration diagnostics of wear of turbo-prop engine differential speed reduction unit gear teeth. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 16-26. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-16-26

14. Ziatdinov S.I., Osipov L.A. Harmonic oscillation spectrum under frequency modulation by a random signal. *Journal of Instrument Engineering*. 2020. V. 63, no. 3. P. 206-212. (In Russ.). DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-3-206-212

15. Perov A.I., Zamolodchikov V.N., Chilikin V.M. *Radioavtomatika: ucheb. dlya VUZov* [Radio automatics. Textbook for higher education institutions]. Moscow: Radiotekhnika Publ., 2014. 320 p.

16. Rytov A.M. *Vvedenie v statisticheskuyu radiofiziku. Ch. I. Sluchaynye protsessy* [Introduction to statistical radio physics]. Moscow: Nauka Publ., 1976. 496 p.

17. Astaykin A.I., Pomazkov A.P. *Teoreticheskie osnovy radiotekhniki. Ch. II. Osnovy teorii signalov* [Theoretical fundamentals of radio engineering. Part Two. Fundamentals of signal theory]. Sarov: RFYaTs-VNIIEF Publ., 2004. 332 p.

18. GOST 1643-81. Basic requirements for interchangeability. Cylindrical gearings. Tolerances. Moscow: IPK Izdatel'stvo Standartov Publ., 2003. 44 p. (In Russ.)

19. Sokolov G.A., Sagitov R.V. *Vvedenie v regressionnyy analiz i planirovanie regressionnykh eksperimentov v ekonomike: ucheb. posobie* [Introduction to regression analysis and designing regression experiments in economics]. Moscow: INFRA-M Publ., 2010. 202 p.

## КОМПЛЕКС АЛГОРИТМОВ ОПЕРАТИВНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ БЫСТРОХОДНЫХ СУДОВ В СИСТЕМЕ ЦИФРОВОЙ ОБРАБОТКИ ТРАЕКТОРНОГО СИГНАЛА КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ

© 2023

**С. Н. Гусев** кандидат технических наук, начальник лаборатории;  
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург;  
[gusev\\_sn@mail.ru](mailto:gusev_sn@mail.ru)

**А. В. Мороз** старший научный сотрудник;  
Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург;  
[yka@mil.ru](mailto:yka@mil.ru)

Изложены основные принципы определения тангенциальной скорости быстроходных судов в системе цифровой обработки траекторного сигнала радиолокатора с синтезированной апертурой антенны с амплитудно-фазовым программным дискриминатором в канале азимута. Предложен комплекс алгоритмов оперативного определения параметров движения быстроходных судов с помощью космических радиолокаторов с синтезированной апертурой антенны. Приведены результаты полунатурных экспериментов, подтверждающие работоспособность алгоритмов и их эффективность при решении задачи мониторинга морской поверхности.

*Радиолокатор с синтезированной апертурой; радиолокационное изображение; селекция движущихся целей; тангенциальная скорость; амплитудно-фазовый дискриминатор*

---

*Цитирование:* Гусев С.Н., Мороз А.В. Комплекс алгоритмов оперативного определения параметров движения быстроходных судов в системе цифровой обработки траекторного сигнала космического радиолокатора с синтезированной апертурой // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 145-157. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-145-157

---

### Введение

Современные тенденции использования морского флота и морских перевозок свидетельствуют о возросшей необходимости контроля морской обстановки как в глобальном масштабе, так и в зонах особого внимания (пограничные территориальные зоны, морские зоны на направлениях незаконной миграции и рыболовства, арктическая зона, экономические зоны интересов Российской Федерации) [1; 2]. Географическое расположение этих зон и актуальность их контроля как в обеспечении безопасности, так и в интересах предотвращения возможной агрессии требуют привлечения средств космического наблюдения.

Одним из основных средств космического наблюдения морской поверхности являются космические аппараты (КА) с радиолокаторами с синтезированной апертурой антенны (РСА), позволяющие в любых погодных условиях (облачности, полярных ночей) и в любое время суток получать радиолокационные изображения (РЛИ) морской поверхности, обнаруживать и распознавать надводные объекты, а также определять параметры их движения [3; 4; 5].

Однако использование КА с РСА имеет один существенный недостаток – низкую оперативность получения информации потребителем (при стандартных методах обработки радиолокационных данных время получения потребителем информации об объектах в интересующем секторе обзора составляет от нескольких часов до суток). Указанное время получения информации не удовлетворяет требованиям потребителей вследствие быстрого устаревания информации об их курсе и прогнозируемом местопо-

ложении. Особенно остро данная проблема наблюдается при решении задач мониторинга быстроходных судов (БС), получивших в последнее время широкое применение.

Таким образом, в практике радиолокации складывается противоречие между необходимостью повышения оперативности определения параметров движения БС, с одной стороны, и недостаточной оперативностью решения этой задачи существующими системами цифровой обработки сигналов (ЦОС) РСА, с другой стороны.

Экстенсивные методы решения указанной проблемы, такие как наращивание орбитальной группировки КА с РСА и увеличение расчётных мощностей бортовых вычислительных комплексов, связаны с большими временными и финансовыми затратами. Альтернативным методом является оптимизация алгоритмов обработки, в частности, применение в системе ЦОС космических РСА амплитудно-фазового программного дискриминатора (АФПД) в канале азимута, который позволяет обрабатывать РЛИ в режиме времени, близком к реальному.

Соответственно актуальность настоящей работы определяется необходимостью разработки комплекса алгоритмов оперативного определения параметров движения БС в системе ЦОС РСА с АФПД.

### Постановка задачи

Из анализа информационных возможностей и способов применения существующих и перспективных РСА следует, что на настоящий момент чётко определённой системы оперативного определения параметров движения БС нет. Существующие алгоритмы селекции движущихся целей (СДЦ) требуют значительных вычислительных и временных затрат, что неприемлемо для БС, информация о параметрах движения которых быстро устаревает и требует постоянного обновления. С учётом проведённого анализа одним из наиболее перспективных методов определения параметров движения БС является совершенствование алгоритмов определения скорости за счёт использования АФПД в канале азимута системы ЦОС РСА. В этом случае процесс обработки радиолокационной голограммы (РЛГ) и формирования формуляра объекта для потребителя в ЦОС с АФПД можно представить в виде этапов, представленных на рис. 1.

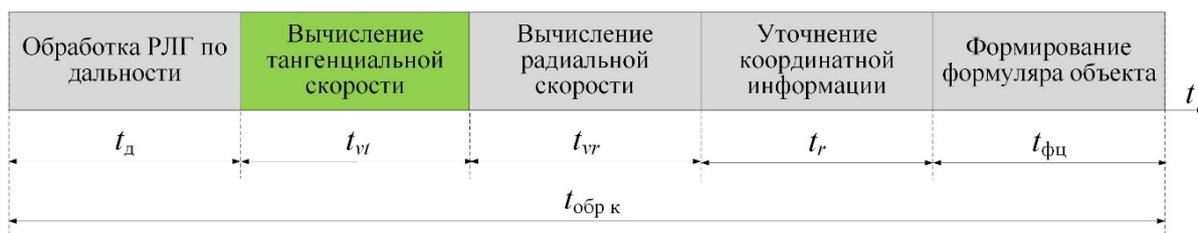


Рис. 1. Этапы обработки радиолокационной голограммы

Здесь  $t_d$  – время обработки РЛГ по дальности;  $t_{vt}$  – время вычисления тангенциальной скорости;  $t_{vr}$  – время вычисления радиальной скорости;  $t_r$  – время уточнения координат БС;  $t_{fc}$  – время формирования формуляра объекта;  $t_{обр\ к}$  – время обработки кадра, определяемое выражением:

$$t_{обр\ к} = t_d + t_{vt} + t_{vr} + t_r + t_{fc} \tag{1}$$

При типовом способе обработки кадра  $t_{vt}$  составляет от 10 до 40% от общего времени обработки в зависимости от количества целей. Таким образом, оптимизации алгоритма определения  $t_{vt}$  позволит ускорить формирование формуляра объекта.

Для решения поставленной задачи была сформулирована содержательная постановка задачи разработки комплекса алгоритмов оперативного определения параметров движения БС, которая выглядит следующим образом.

Исходные данные:

1.  $\Pi_{\text{рса}} = \langle P, S_{\text{н}} \rangle$  – параметры РСА, где  $P$  – параметры бортовой аппаратуры РСА;  $S_{\text{н}}$  – вектор состояния КА-носителя РСА.
2.  $S_{\text{бнц}}$  – вектор состояния БС.

Требуется разработать комплекс алгоритмов оперативного определения параметров движения БС в системе ЦОС космических РСА, включающий:

- 1) алгоритм  $A_1$  определения параметров АФПД в канале азимута, такой, что:  $\langle \Delta v_t, \alpha_d \rangle = A_1(\Pi_{\text{рса}}, S_{\text{бнц}})$ , где  $\Delta v_t$  – полоса захвата АФПД;  $\alpha_d$  – крутизна дискриминационной характеристики (ДХ) АФПД;
- 2) алгоритм  $A_2$  определения параметров движения БС в системе ЦОС РСА, такой что:
  - а)  $\langle v_t, v_r \rangle = A_2(\Pi_{\text{рса}}, J_0, \Delta v_t, \alpha_d)$  – оценка тангенциальной и радиальной скоростей БС соответственно, где  $J_0$  – радиолокационная голограмма заданного сектора обзора РСА;
  - б) с целью повышения оперативности определения параметров БС за счёт минимизации времени обработки РЛГ:

$$t_{\text{обр}} \left( N_{\text{к}}, A_1(\Pi_{\text{рса}}, J_0, \Delta v_t, \alpha_d), A_2(\Pi_{\text{рса}}, S_{\text{бнц}}) \right) \Big|_{\substack{\sigma_{v_t} \leq \sigma_{v_t \text{ доп}} \\ \sigma_{v_r} \leq \sigma_{v_r \text{ доп}}}} \rightarrow \min, \quad (2)$$

где  $N_{\text{к}}$  – количество кадров в сеансе съёмки;  $\sigma_{v_t}, \sigma_{v_r}$  – среднеквадратическая ошибка (СКО) оценки тангенциальной и радиальной составляющих скорости БС соответственно;  $\sigma_{v_t \text{ доп}}, \sigma_{v_r \text{ доп}}$  – допустимые значения СКО оценки тангенциальной и радиальной составляющих скорости БС соответственно.

Ограничения и допущения при построении модели РСА космического базирования: РСА работает в режиме бокового обзора; уровень отраженного сигнала от БС достаточен для его обнаружения системой ЦОС РСА; скорость БС находится в пределах 50 ... 100 км/ч.

### **Модель амплитудно-фазового программного дискриминатора в системе цифровой обработки сигнала радиолокаторами с синтезированной апертурой антенны**

Для решения поставленной задачи необходимо рассмотреть влияние тангенциальной скорости БС на формирование отметки от объекта на РЛИ. Синтез РЛИ основан на согласованной фильтрации отражённого сигнала с применением опорной функции, точно компенсирующей закон распределения фазы сигнала по траектории носителя РСА [3; 4].

В случае со стационарными объектами опорная функция по азимуту соответствует закону частотной модуляции отражённых сигналов, зависящей от наклонной дальности до объекта на интервале синтеза. Наличие же тангенциальной составляющей скорости БС приводит к рассогласованию закона изменения фазы отражённых сигналов по координатам азимута с опорной функцией системы ЦОС РСА и соответ-

ственно к уменьшению амплитуды формируемой отметки на РЛИ. Так как тангенциальная скорость приводит к уменьшению амплитуды отметки на РЛИ без её смещения, то возможно алгоритмическое формирование дискриминатора по тангенциальной скорости  $v_t$  (в канале азимута) с целью определения знака и величины относительно первичной её оценки  $\bar{v}_t$ , при которых решена задача обнаружения. С учётом вышесказанного, модель АФПД, интегрируемого в систему ЦОС РСА для оценки тангенциальной скорости БС, может быть описана схемой, приведённой на рис. 2.

Предложенный АФПД представляет собой суммарно-разностный дискриминатор с двумя каналами, которые выполнены в виде согласованных фильтров. Такой вариант дискриминатора является наиболее совершенным, так как позволяет исключить влияние изменений амплитуд и фазы сигналов на стабильность ДХ и тем самым обеспечить наибольшую точность определения тангенциальной скорости.

На вход каналов дискриминатора поступают строки РЛГ ( $u_{вх}$ ), свёрнутые по дальности, в которых обнаружены отметки движущихся объектов. После свёртки входного сигнала с опорными функциями  $h_{аз1}$  и  $h_{аз2}$  (рис. 2), сформированными для различных значений скорости носителя РСА, на выходе каждого канала формируются следующие сигналы:

$$u_{вых1} = \max \left| J_1 \left( v_n - \bar{v}_t - \frac{\Delta v_t}{2} \right) \right|, \quad u_{вых2} = \max \left| J_2 \left( v_n - \bar{v}_t + \frac{\Delta v_t}{2} \right) \right|, \quad (3)$$

где  $J_1, J_2$  – строки РЛИ в первом и втором каналах;  $v_n$  – скорость носителя РСА;  $\Delta v_t$  – заданное при расчёте значение полосы захвата АФПД.

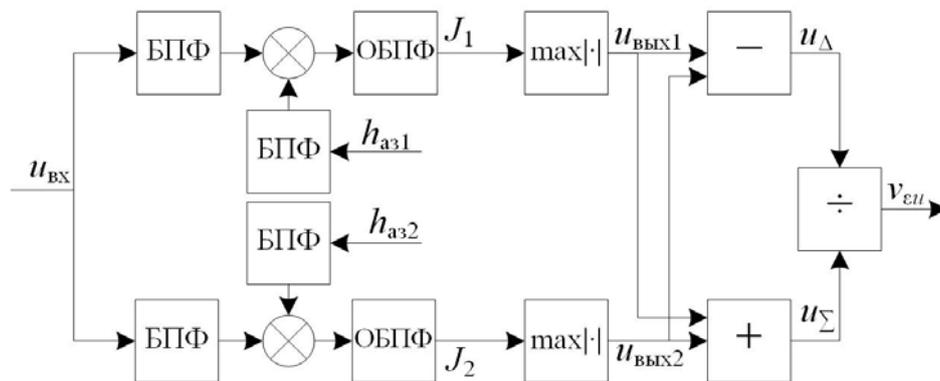


Рис. 2. Схема амплитудно-фазового программного дискриминатора в системе цифровой обработки сигналов радиолокаторов с синтезированной апертурой антенны

Здесь БПФ и ОБПФ – быстрое преобразование Фурье и обратное БПФ соответственно. Суммарный и разностный сигналы в этом случае будут иметь вид:

$$\begin{aligned} u_{\Sigma} &= \max \left| J_1 \left( v_n - \bar{v}_t - \frac{\Delta v_t}{2} \right) \right| + \max \left| J_2 \left( v_n - \bar{v}_t + \frac{\Delta v_t}{2} \right) \right|, \\ u_{\Delta} &= \max \left| J_1 \left( v_n - \bar{v}_t - \frac{\Delta v_t}{2} \right) \right| - \max \left| J_2 \left( v_n - \bar{v}_t + \frac{\Delta v_t}{2} \right) \right|. \end{aligned} \quad (4)$$

Выходной сигнал дискриминатора формируется как отношение:

$$v_{\varepsilon u}(\bar{v}_t) = \frac{u_{\Delta}(\bar{v}_t)}{u_{\Sigma}(\bar{v}_t)}. \quad (5)$$

Полученные значения крутизны и калибровочного значения «нуля» ДХ используются в АФПД с целью определения тангенциальной скорости БС относительно её первичной оценки:

$$v_t = \bar{v}_t + \frac{(v_{\varepsilon u} - v_{\varepsilon 0})}{\operatorname{tg}(\alpha_d)}, \quad (6)$$

где  $v_{\varepsilon 0}$  – калибровочное значение «нуля» ДХ.

Реализованный АФПД является мгновенным безынерционным устройством по измеряемому параметру, что позволяет получить значение тангенциальной скорости с минимальными вычислительными затратами в бортовом вычислительном комплексе РСА.

### **Комплекс алгоритмов оперативного определения параметров движения быстроходных судов в системе цифровой обработки сигналов радиолокаторов с синтезированной апертурой антенны**

Алгоритм  $A_1$  определения и настройки параметров АФПД предназначен для предварительного расчета ДХ и определения таких параметров АФПД, как полоса захвата дискриминатора и крутизна ДХ. Указанный алгоритм выполняется на подготовительном этапе с целью повышения оперативности определения параметров движения БС. Структурная схема алгоритма представлена на рис. 3.

В схеме алгоритма можно выделить следующие основные этапы (рис. 3):

1. Ввод исходных данных, необходимых для формирования нескольких РЛГ с движущимися объектами и расчёта крутизны ДХ.

2. Формирование набора комплексных РЛГ, сжатых по дальности.

3. Формирование двух подапертур из комплексных РЛГ в соответствии с заданными координатами БС. По причине наличия эффекта миграции дальности в ходе работы алгоритма обрабатывается несколько строк по азимуту, в которых обнаружен объект.

4. Формирование ДХ для различных полос захвата (полученные ДХ сохраняются в отдельный файл).

5. Определение калибровочных значений смещения «нуля» и крутизны рабочих участков ДХ. Для этого осуществляется выборка ДХ, в которых при заданной оценке тангенциальной скорости определяются калибровочные значения смещения «нуля» ДХ для различных значений полосы захвата. С учётом калибровочных значений смещения «нуля» ДХ рассчитывается крутизна рабочих участков. Полученные калибровочные значения и значения крутизны рабочих участков ДХ сохраняются в виде матрицы.

Структурная схема алгоритма  $A_2$  приведена на рис. 4.

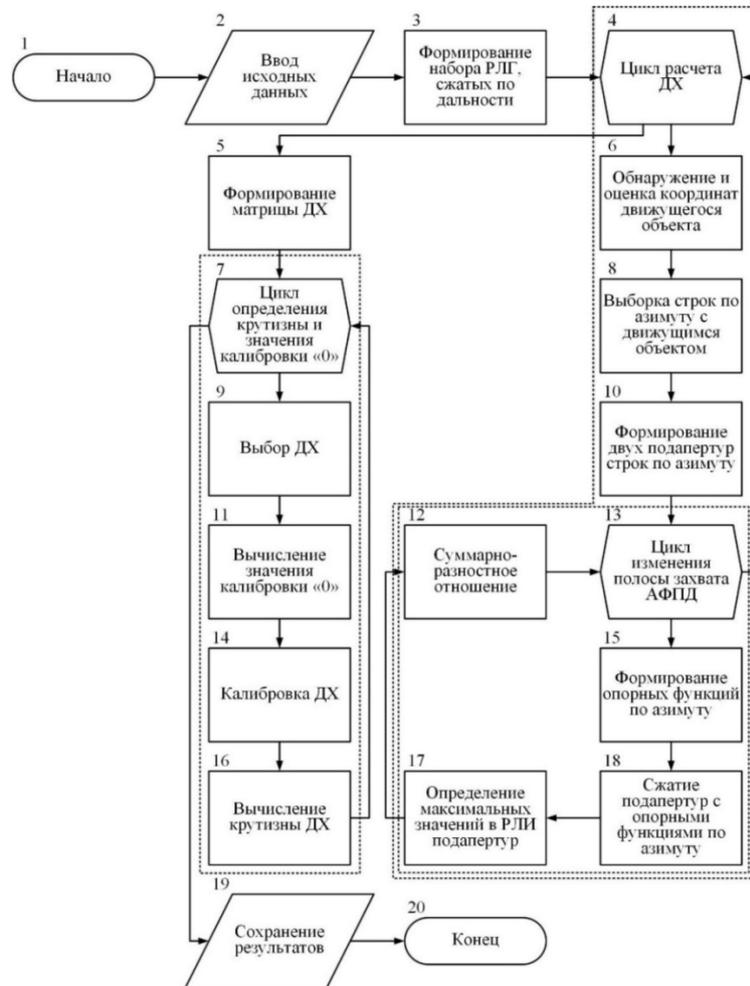


Рис. 3. Схема алгоритма определения и настройки параметров амплитудно-фазового программного дискриминатора в канале азимута

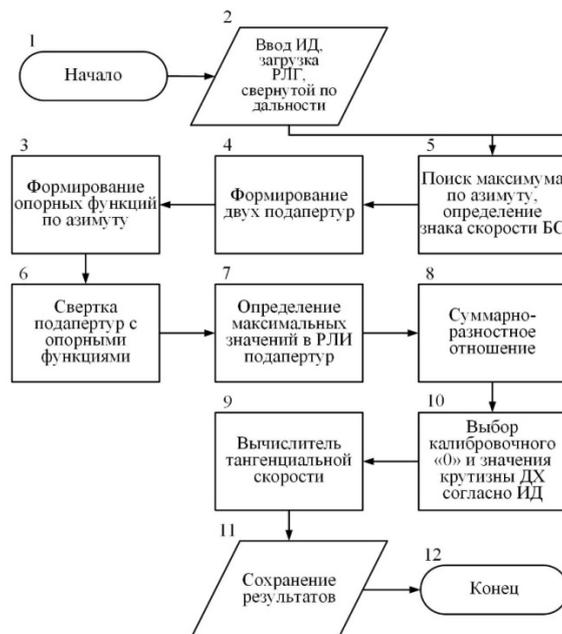


Рис. 4. Схема алгоритма определения тангенциальной скорости быстроходных судов

Указанный алгоритм можно описать последовательностью следующих этапов:

1. Ввод исходных данных, необходимых для работы системы ЦОС с АФПД.
2. Цикл селекции объекта по дальности, на котором производится последовательная выборка парциальных кадров комплексной РЛГ и поэлементное суммирование строк:

$$J_{\text{сум}}(n) = \sum_1^n |J_0(n)|, \quad (7)$$

где  $n$  – количество строк по азимуту.

На основании полученного значения в парциальном кадре определяется наклонная дальность до БС  $R_{\text{БС}}$  и осуществляется выборка строк по азимуту, в которых присутствуют локационные сигналы от объекта.

3. Определение направления движения БС, осуществляемое двухапертурным методом, при этом для каждой из подапертур по азимуту рассчитываются опорные функции, сформированные симметрично путевой скорости носителя РСА:

$$h_{\text{аз1}}(t) = \frac{2\pi \left( v_{\text{н}} - \bar{v}_t - \frac{\Delta v_t}{2} \right)^2 t^2}{\lambda R_{\text{БС}}}, \quad h_{\text{аз2}}(t) = \frac{2\pi \left( v_{\text{н}} - \bar{v}_t + \frac{\Delta v_t}{2} \right)^2 t^2}{\lambda R_{\text{БС}}}, \quad (8)$$

где  $\lambda$  – длина волны зондирующего сигнала;  $\Delta v_t$  выбирается из условия гарантированного перекрытия по скоростям БС (в пределах от 50 до 100 км/ч);  $R_{\text{БС}}$  – дальность.

4. Определение выходного значения дискриминатора  $v_{\text{εи}}$  в соответствии с выражением (5).

5. На основании параметров носителя РСА, а также выбранного значения рабочей полосы АФПД, определяются значения калибровки  $v_{\text{ε0}}$  и значение крутизны ДХ  $\alpha_{\text{д}}$ .

6. Расчёт тангенциальной скорости БС по выражению (6).

Полученное значение  $v_t$  также позволяет рассчитать опорную функцию по азимуту для формирования РЛИ, сфокусированного на БС:

$$h_{\text{аз бнц}}(t) = \frac{2\pi (v_{\text{н}} + v_t)^2 t^2}{\lambda R_{\text{бнц}}}. \quad (9)$$

Таким образом, предложенный алгоритм в отличие от традиционных алгоритмов определения скорости БС, требующих построения РЛИ и проведения нескольких итераций, позволяет рассчитать тангенциальную скорость БС по нескольким строкам РЛГ. Несмотря на то, что дальнейшее определение радиальной скорости и местоположения БС для формирования вектора состояния БС осуществляется стандартными методами [3; 4], использование АФПД в системе ЦОС РСА значительно сокращает время обработки радиолокационных данных.

## Методика проведения и результаты экспериментальной отработки комплекса алгоритмов оперативного определения параметров движения быстроходных судов

Для апробации разработанного комплекса алгоритмов и оценивания оперативности определения тангенциальной скорости БС были проведены полунатурные эксперименты с использованием локационного акустического комплекса (ЛАК) [6; 7]. Технические характеристики приведены в табл. 1, внешний вид ЛАК в режиме отработки алгоритмов СДЦ представлен на рис. 5.

Таблица 1. Технические характеристики локационного акустического комплекса

№	Характеристика	Значение
1	Тип модуляции зондирующего сигнала	линейная частотная модуляция, фазовая манипуляция
2	Рабочая полоса частот	10...100 кГц
3	Частота следования зондирующих импульсов	1...30 Гц
4	База зондирующего сигнала	до 50
5	Ширина спектра зондирующего сигнала	до 20 кГц
6	Разрешающая способность [азимут – дальность]	0,017 × 0,008 м
7	Угол наблюдения в горизонтальной плоскости	90°
8	Угол визирования в вертикальной плоскости	45°
9	Длина синтезированной апертуры	1,8 м
10	Скорость перемещения приёмо-передатчика	до 5·10 <sup>-2</sup> м/с
11	Высота установки приёмника макета	1...2,3 м
12	Частота дискретизации АЦП	48/96/192/384 кГц
13	Разрядность АЦП	14/16/24 бит



Рис. 5. Внешний вид локационного акустического комплекса

Экспериментальная отработка разработанного комплекса алгоритмов осуществлялась на основе методики, структурная схема которой приведена на рис. 6. Согласно предложенной схеме методику можно разделить на несколько этапов.

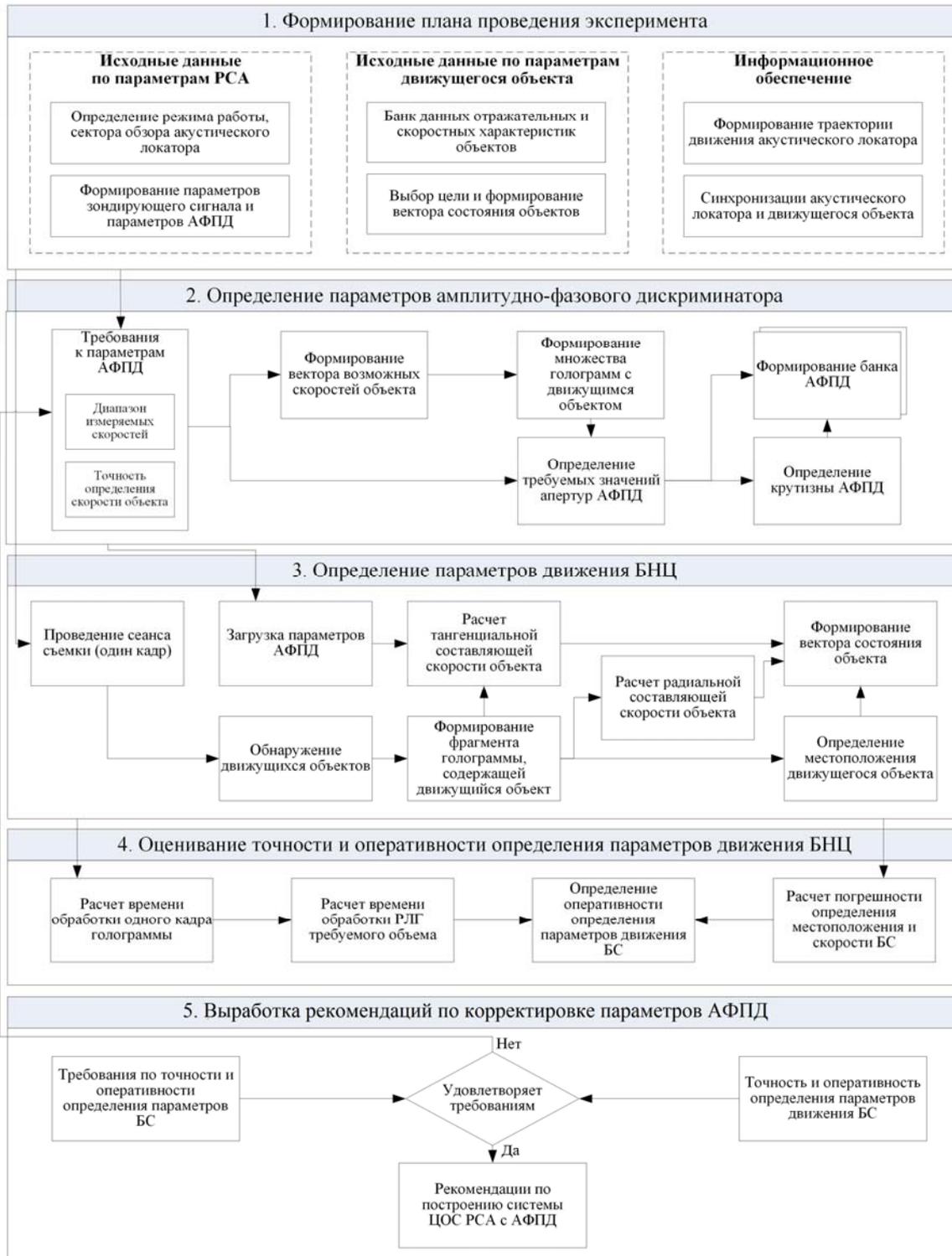


Рис. 6. Схема методики экспериментальной обработки алгоритмов оперативного определения параметров движения быстроходного судна

Основной задачей первого этапа является формирование плана проведения эксперимента и определение исходных данных (рис. 6) по модели РСА, характеристикам наблюдаемых объектов и параметрам информационного обеспечения РСА. В рамках реализации этой задачи формируется мишенная обстановка, имитирующая характеристики требуемого района мониторинга (геометрические размеры, состав и количество БС, время наблюдения), а также формируется диаграмма временных интервалов наблюдения сектора обзора с учётом ракурса съёмки.

На втором этапе, который является подготовительным, реализуется алгоритм  $A_1$ . По результатам выполнения данного этапа формируется банк данных, содержащий ДХ с различными значениями крутизны и полосы захвата, перекрывающие весь требуемый диапазон скоростей исследуемых БС. Данная процедура позволяет существенно повысить оперативность определения параметров движения БС за счёт использования заранее рассчитанных ДХ для различных вариантов геометрии обзора РСА.

На третьем этапе производится расчёт параметров движения БС, который сводится к оценке их вектора состояния. При этом радиальная составляющая скорости БС оценивается стандартными методами (по доплеровскому сдвигу частоты либо смещению отметки на РЛИ), а тангенциальная составляющая скорости рассчитывается по алгоритму  $A_2$ . Сформированный на данном этапе вектор состояния БС может быть передан с борта РСА непосредственно потребителю.

На четвёртом этапе проводится оценивание точности и оперативности определения параметров движения БС. Оперативность в данном случае определяется по выражению (1), при этом погрешность определения местоположения и скорости БС не должна превышать заданные допустимые значения.

На пятом этапе определяется соответствие рассчитанных значений точности и оперативности определения параметров АФПД требованиям потребителя. Выполнение данного условия свидетельствует о выборе оптимальных параметров АФПД, в противном случае принимается решение об изменении его параметров.

Наряду с полунатурными экспериментами оценка оперативности определения параметров движения БС осуществлялась путём математического моделирования процесса обработки РЛГ участка водной поверхности с БС с использованием системы ЦОС с АФПД в канале азимута.

Стоит отметить, что основным этапом, позволяющим значительно снизить скорость обработки РЛГ для получения формулара объекта, является этап вычисления тангенциальной скорости (рис. 1) с использованием разработанного алгоритма. Учитывая, что в обзорном режиме работы РСА съёмка осуществляется покадрово на протяжении всего интервала синтезирования, время определения параметров движения БС методом моделирования вычислялось на примере одного кадра, после чего результаты аппроксимировались для серии из  $N_k$  кадров. В связи с этим было проведено моделирование процесса расчёта тангенциальной скорости объекта в кадре размерами  $10 \times 10$  км. По результатам статистической обработки (рис. 7) была получена усреднённая оценка значения времени  $t_{vt}$  для систем ЦОС РСА с АФПД и без.

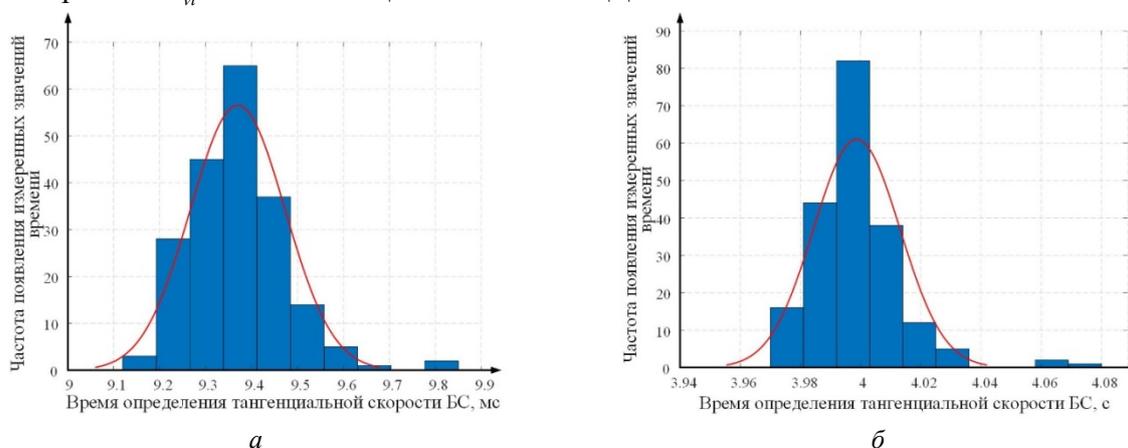


Рис. 7. Гистограмма распределения времени определения тангенциальной скорости быстроходного судна в кадре  $10 \times 10$  км системами цифровой обработки сигналов радиолокаторов с синтезированной апертурой антенны без использования АФПД (а) и с использованием АФПД (б)

На основе полученных данных был произведён расчёт времени и погрешности определения тангенциальной скорости БС при функционировании РСА в обзорном режиме. На рис. 8 приведена зависимость времени определения параметров движения БС от величины полосы обзора РСА вдоль линии пути при различных значениях полосы поперёк линии пути ( $L_{\perp}$ ), при этом скорость БС составляла 75 км/ч.

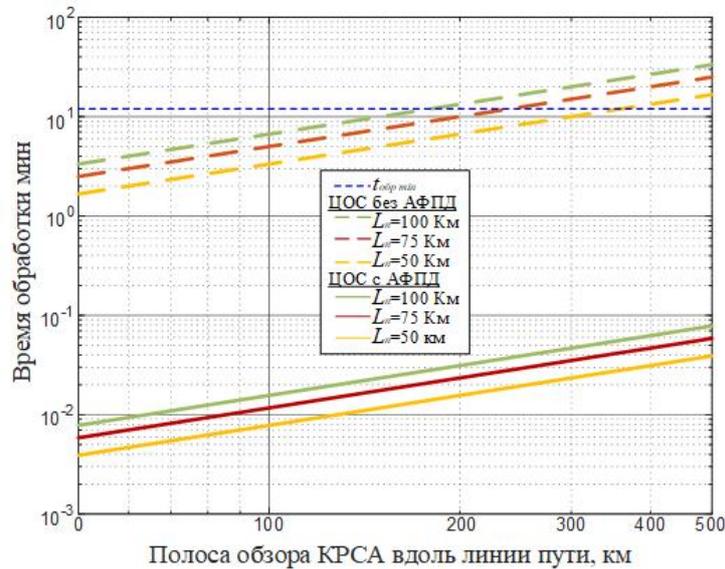


Рис. 8. Зависимость времени определения параметров движения быстроходного судна от размера полосы обзора радиолокаторов с синтезированной апертурой антенны

Как видно из рис. 8, за счёт использования системы ЦОС с АФПД при определении тангенциальной скорости БС оперативность определения параметров движения БС сокращается в среднем в 2,5 раза. Зависимости СКО определения тангенциальной скорости БС от параметров АФПД при различных значениях ширины спектра зондирующего сигнала ( $\Delta F$ ) приведены на рис. 9.

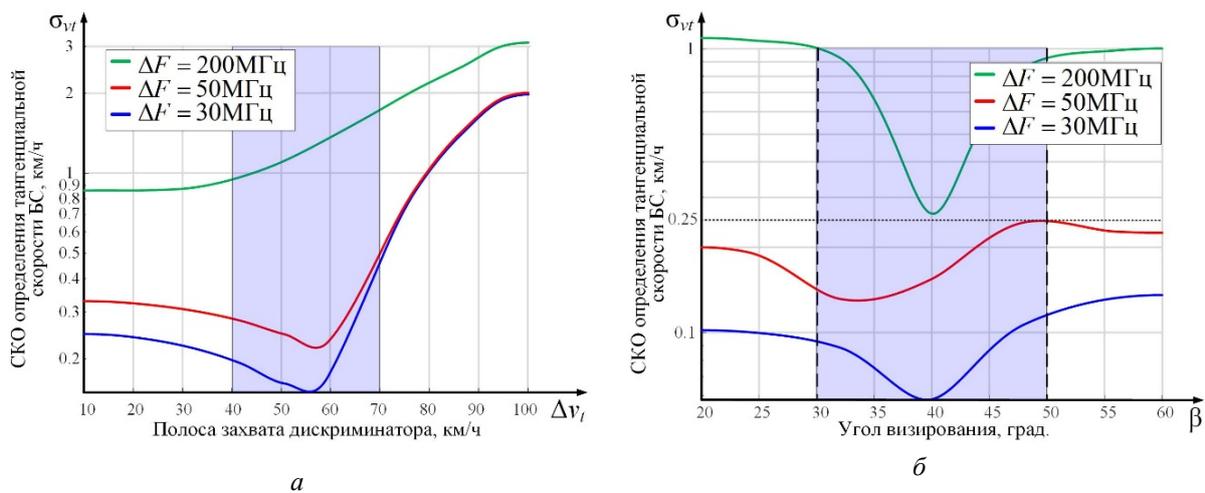


Рис. 9. Зависимости среднеквадратической ошибки определения тангенциальной скорости быстроходного судна от рабочей полосы дискриминатора (а) и угла визирования (б)

Так, при  $\Delta F = 50$  МГц среднеквадратическая ошибка (СКО) определения тангенциальной скорости БС с использованием АФПД не превышает 0,25 км/ч (рис. 9, б), тогда как без использования АФПД – порядка 0,2 км/ч, т.е. наблюдается незначительное снижение точности оценки тангенциальной скорости, несущественное для решения задачи мониторинга БС.

Аналогичные результаты, подтверждающие сокращение времени определения параметров движения БС при использовании разработанного комплекса алгоритмов, были получены для всего диапазона скоростей, указанных в постановке задачи, а также для различных размеров сектора обзора РСА.

### **Выводы**

Применение АФПД в азимутальном канале системы ЦОС РСА при решении задачи оперативного определения параметров движения БС позволяет при определённых допущениях уменьшить время обработки радиолокационных данных и соответственно ускорить получение потребителем формуляра объекта с требуемой точностью.

Формирование формуляра объекта осуществляется за счёт разработанного комплекса алгоритмов оперативного определения параметров движения БС в системе ЦОС РСА, позволяющего существенно повысить скорость расчёта тангенциальной скорости. Данное обстоятельство в совокупности с формированием базы данных ДХ, осуществляемым на подготовительном этапе, позволит снизить требования к вычислительным мощностям системы ЦОС и осуществлять обработку непосредственно на борту носителя РСА, тем самым ещё больше повысив оперативность получения потребителем необходимых данных.

### **Библиографический список**

1. Клименко Н.Н., Занин К.А. Новое поколение космических аппаратов для наблюдения за морской обстановкой // *Воздушно-космическая сфера*. 2019. № 2 (99). С. 72-82. DOI: 10.30981/2587-7992-2019-99-2-72-82
2. Paduan J.D., Washburn L. High-frequency radar observations of ocean surface currents // *Annual Review of Marine Science*. 2013. V. 5. P. 115-136. DOI: 10.1146/annurev-marine-121211-172315
3. Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э. Радиолокационные системы землеобзора комического базирования. М.: Радиотехника, 2010. 675 с.
4. Теоретические основы радиолокации / под ред. В.Е. Дулевича. М.: Советское радио, 1964. 732 с.
5. Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. М.: Радиотехника, 2005. 368 с.
6. Гусев С.Н., Козлов А.В., Косынкин А.И. Моделирование многопозиционной радиолокационной системы с синтезированной апертурой антенны с использованием ультразвукового диапазона длин волн // *Труды XXVIII Всероссийского симпозиума «Радиолокационное исследование природных сред»* (16-17 апреля 2013 г., г. Санкт-Петербург). Вып. 10, т. 1. СПб.: Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского, 2013. С. 419-429.
7. Важенин В.Г., Дядьков Н.А., Боков А.С., Сорокин А.К., Марков Ю.В., Лесная Л.Л. Полунатурное моделирование бортовых радиолокационных систем, работающих по земной поверхности: учебное пособие. Екатеринбург: Издательство Уральского университета, 2015. 208 с.

## COMPLEX OF ALGORITHMS FOR FAST DETERMINATION OF THE PARAMETERS OF MOTION OF HIGH-SPEED VESSELS IN THE DIGITAL SIGNAL PROCESSING SYSTEM OF A SPACE SYNTHETIC APERTURE RADAR

© 2023

**S. N. Gusev** Candidate of Science (Engineering), Chief of Laboratory;  
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;  
[vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

**A. V. Moroz** Senior Researcher;  
Mozhaisky Military Space Academy, Saint-Petersburg, Russian Federation;  
[vka@mil.ru](mailto:vka@mil.ru)

The article presents the main considerations for determining the tangential velocity of high-speed vessels in the digital signal processing system of a space synthetic aperture radar with an amplitude-phase program discriminator in the azimuth channel. The article suggests a complex of algorithms for fast determination of the parameters of motion of high-speed vessels in the digital signal processing system of a space synthetic aperture radar. The article contains the results of semi-natural experiments that confirm the reliability of the algorithms and their effectiveness in solving the problem of observing the sea surface.

*Synthetic aperture radar; radar image; moving target selection; tangential velocity; amplitude-phase discriminator*

---

*Citation:* Gusev S.N., Moroz A.V. Complex of algorithms for fast determination of the parameters of motion of high-speed vessels in the digital signal processing system of a space synthetic aperture radar. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 145-157. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-145-157

### References

1. Klimentko N.N., Zanin K.A. New generation of satellites for maritime surveillance. *Aerospace Sphere Journal*. 2019. No. 2 (99). P. 72-82. (In Russ.). DOI: 10.30981/2587-7992-2019-99-2-72-82
2. Paduan J.D., Washburn L. High-frequency radar observations of ocean surface currents. *Annual Review of Marine Science*. 2013. V. 5. P. 115-136. DOI: 10.1146/annurev-marine-121211-172315
3. Verba B.C., Neronskiy L.B., Osipov I.G., Turuk V.E. *Radiolokatsionnye sistemy zemleobzora kosmicheskogo bazirovaniya* [Space-based Earth surveying radar systems]. Moscow: Radiotekhnika Publ., 2010. 675 p.
4. *Teoreticheskie osnovy radiolokatsii / pod red. V.E. Dulevicha* [Theoretical foundations of radar / ed. by V.E. Dulevich]. Moscow: Sovetskoe Radio Publ., 1964. 732 p.
5. Kondratenkov G.S., Frolov A.Yu. *Radiolokatsionnye sistemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli* [Radar systems for remote sensing of the Earth]. Moscow: Radiotekhnika Publ., 2005. 368 p.
6. Gusev S.N., Kozlov A.V., Kosynkin A.I. Modelirovanie mnogopozitsionnoy radiolokatsionnoy sistemy s sintezirovannoy aperturoy anteny s ispol'zovaniem ul'trazvukovogo diapazona dlin voln. *Trudy XXVIII Vserossiyskogo Simpoziuma «Radiolokatsionnoe Issledovanie Prirodnikh Sred» (April, 16-17, Saint Petersburg)*. Iss. 10, V. 1. SPb.: Mozhaisky Military Space Academy Publ., 2013. P. 419-429. (In Russ.)
7. Vazhenin V.G., Dyad'kov N.A., Bokov A.S., Sorokin A.K., Markov Yu.V., Lesnaya L.L. *Polunaturalnoye modelirovanie bortovykh radiolokatsionnykh sistem, rabotayushchikh po zemnoy poverkhnosti: uchebnoye posobie* [Semi-natural modeling of airborne radar systems operating on the earth's surface]. Ekaterinburg: Ural University Publ., 2015. 208 p.

## СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ПЕРВЫХ САМОЛЁТОВ

© 2023

**А. С. Дрыгин** кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник;  
Центральный институт авиационного моторостроения  
имени П.И. Баранова, г. Москва;  
[drygin300@yandex.ru](mailto:drygin300@yandex.ru)

Статья посвящается 140-летию юбилею постройки первого русского самолёта, разработанного Александром Фёдоровичем Можайским. Основное внимание уделено сравнительной оценке параметров силовых установок самолёта Можайского и некоторых наиболее известных из первых пилотируемых летательных аппаратов тяжелее воздуха, приводимых в движение воздушным винтом. Для анализа использованы опубликованные в разных источниках данные, прежде всего по параметрам элементов силовых установок. Выполнена оценка достаточности мощности двигателей первых самолётов для совершения ими полёта. В качестве основы для экспертной качественной оценки аэродинамических характеристик сравниваемых летательных аппаратов использованы опубликованные материалы подробных исследований аэродинамики самолётов А.Ф. Можайского и братьев Райт. Анализ известных статистических данных и результатов выполненных расчётных оценок позволил показать влияние развития двигателестроения на прогресс в авиации.

*История авиации; первый самолёт; авиационная силовая установка*

---

**Цитирование:** Дрыгин А.С. Силовые установки первых самолётов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 4. С. 158-169. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-158-169

### Введение

140 лет назад, в 1883 году, Александром Фёдоровичем Можайским (рис. 1) был построен первый русский самолёт. В нашей стране некоторые исследователи считали, что при испытаниях этого самолёта в 1885 г. впервые в истории удалось при помощи создаваемой двигателями тяги оторвать от земли пилотируемый летательный аппарат (ЛА) тяжелее воздуха. Однако большинство историков полагает, что первые устойчивые полёты на самолёте выполнили 17 декабря 1903 года братья Орвилл и Уилбур Райт. Хотя единого мнения и о первенстве братьев Райт нет. Во Франции многие называют создателями первых самолётов Феликса дю Тампля или Клемана Адера. В Бразилии принято считать, что первый полёт на самолёте совершил Альберто Сантос-Дюмон. Да и в самих США приоритет братьев Райт оспаривали сторонники профессора Сэмюэла Ленгли.

В любом случае у истоков авиации стояло много выдающихся исследователей, при этом работы одних базировались на достижениях других. Постепенно улучшалась аэродинамика крыла, повышалась прочность планера, отрабатывались методы управления ЛА, совершенствовались воздушные винты (пропеллеры) и силовые установки (СУ). В данной работе выполнена сравнительная оценка СУ первых пилотируемых ЛА тяжелее воздуха.



*Рис. 1. Первый русский авиаконструктор  
А. Ф. Можайский*

## Первые пилотируемые летательные аппараты тяжелее воздуха

В начале XIX в. английский ученый Дж. Кейли разработал теорию полёта на аппарате тяжелее воздуха с использованием воздушного винта, вращаемого тепловым двигателем. Результаты своих исследований он изложил в статьях «О воздушной навигации», опубликованных в *Journal of Natural Philosophy, Chemistry and the Arts* в 1809, 1810 годах.

С 1830 по 1890 годы в разных странах мира было предпринято несколько попыток разработки полноразмерного самолёта – ЛА тяжелее воздуха, приводимого в движение двигателем. Наибольшую известность получили проекты Ф. Маттиса (Германия, 1835 г.), Уильяма Хенсона и Джона Стрингфеллоу (Великобритания, 1841 г.), Феликса дю Тампля (Франция 1858 г.), Александра Федоровича Можайского (Россия 1883 г.), Клемана Адера (Франция 1890 г.).

Французский морской офицер Феликс дю Тампль был первым, кто в 1857 – 1858 гг. перешёл от разработки проекта к испытаниям полноразмерного образца. В ходе доводки самолёта Феликс дю Тампль рассматривал возможность применения парового или калорического (рабочее тело – нагретый воздух) двигателя, а также газового двигателя внутреннего сгорания системы Лемуара. Наиболее совершенной на тот момент оказалась паровая машина. Циркуляционная паровая машина, установленная на самолёте Феликса дю Тампля, включала в себя двухцилиндровый двигатель, развивающий мощность 6 л.с., и паровой котёл водотрубного типа, конструкцию которого дю Тампль запатентовал в 1876 году. В качестве конденсатора пара использовались полые стальные трубки каркаса фюзеляжа. Масса двигателя составляла 59 кг, масса котла ~106 кг. Удельная масса СУ равнялась  $\mu_{уд} = m_{cy} / N_{дв} = 27,5$  кг/л.с. Планер самолёта благодаря использованию каркаса из алюминиевых и стальных трубок был достаточно лёгким и имел массу 80 кг. Взлётная масса самолёта с учётом винта (~15 кг), СУ (~165 кг), пилота (~70 кг) составляла ~330 кг. Отношение развиваемой мощности к массе ЛА  $N_{дв} / m_{ла} = 0,018$  л.с./кг. Феликс дю Тампль испытывал свой самолёт на земле и совершенствовал его конструкцию более 10 лет, но не сделал попытки полёта [1]. Самолёт демонстрировался на Всемирной выставке 1878 года.

А.Ф. Можайский был, по-видимому, первым кто предпринял попытку совершить полёт на пилотируемом самолёте. На его ЛА, построенном в 1883 г., были установлены два паровых двигателя, развивающие мощность 10 и 20 л.с. Суммарная масса паровых двигателей вместе с котлом и паровоздушным конденсатором составляла 165 кг [1], взлётная масса самолёта 1266 кг. Соответственно удельная масса СУ (рис. 2) равнялась  $\mu_{уд} = 5,5$  кг/л.с., а отношение развиваемой мощности к массе ЛА  $N_{дв} / m_{ла} = 0,024$  л.с./кг.

Первым, кому удалось построить пилотируемый ЛА тяжелее воздуха, о котором достоверно известно, что он был способен оторваться от земли с помощью установленного на нём двигателя, был французский инженер Клеман Адер. В 1886 – 1897 гг. он построил и испытал серию аппаратов с паровым двигателем для «воздушного судоходства». 9 октября 1890 г. ЛА «Авион-1» (другое название «Eole») с находившимся на его борту К. Адером, разогнался под действием тяги винта, оторвался от земли на высоту около метра и пролетел ~50 м. Взлётная масса ЛА составляла ~300 кг. Двигатель развивал мощность 20 л.с., масса СУ, включающей двухцилиндровый двигатель, паровой котёл и паровоздушный конденсатор, составляла 64 кг. Соответственно удельная масса СУ (рис. 2) равнялась  $\mu_{уд} = 3,2$  кг/л.с., а отношение развиваемой мощности к массе ЛА  $N_{дв} / m_{ла} = 0,067$  л.с./кг. Следует отметить, что аэродинамика ЛА Адера была далека от совершенства, т.к. изобретатель в конструкции своих аппаратов подражал устройству

крыльев птиц и летучих мышей. Это не позволило К. Адеру добиться длительного полёта своих ЛА. Тем не менее Клеман Адер сделал первый успешный шаг в практической реализации идеи самолёта. Само слово авиация произошло от названия его ЛА – «Авион».

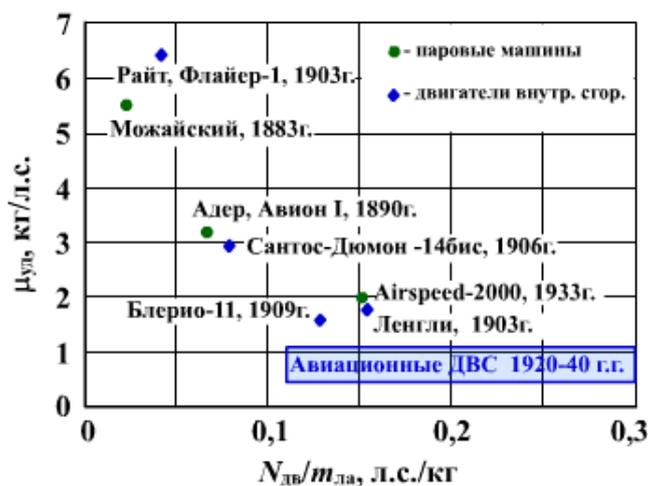


Рис. 2. Мощностные и весовые параметры двигателей и летательных аппаратов

Результаты К. Адера были повторены английским инженером Х. Максимом (конструктором знаменитого пулемёта «Максим») в 1894 г. на ЛА с паровым двигателем и в 1903 г. немецким изобретателем К. Ято на ЛА с 12-сильным бензиновым двигателем внутреннего сгорания (ДВС) фирмы «Буше».

В период с 1898 по 1903 год правительство США финансировало программу создания самолёта – проект профессора С. Ленгли. Было проведено несколько испытаний опытного образца, названного «Аэродром-А». Взлёт осуществлялся без разбега с помощью катапульты, которая была размещена на крыше баржи. Посадка должна была производиться на водную поверхность. Для самолёта С. Ленгли в 1900 году конструктором автомобилей С. Бальзером был разработан эффективный звездообразный ДВС, впоследствии доработанный Ч. Менли. Двигатель Бальзера – Менли развивал мощность 52 л.с. при массе конструкции 94 кг. Удельная масса СУ (рис. 2) равнялась  $\mu_{уд} = 1,81$  кг/л.с. и была существенно ниже, чем у всех построенных ранее двигателей. При взлётной массе самолёта 340 кг отношение развиваемой мощности к массе ЛА составляла  $N_{дв}/m_{ла} = 0,153$  л.с./кг, что потенциально позволяло совершать полёты. Однако обе попытки полёта самолёта «Аэродром-А» закончились авариями на старте. Летом 1903 г. программа была закрыта.

Более значимого практического результата удалось добиться братьям Орвиллу и Уилбуру Райт. С 1899 по 1902 гг. они построили и испытали несколько планеров, на которых отработали свой оригинальный способ аэродинамического управления ЛА по крену за счёт перекоса крыла (аналог элеронов), обеспечивающий устойчивость ЛА при случайных порывах ветра, а также разработали механизм поворота ЛА в нужном направлении за счёт одновременного перекоса крыла и отклонения вертикального руля направления. До этого планеристы (О. Лилиенталь, Ф. Фербер, О. Шанют, А. Херринг и др.) в основном использовали балансирный способ управления, изменяя положение лётчика относительно аэродинамического фокуса ЛА.

В 1902 г. изобретатели решили оснастить свой очередной планер, получивший название «Флайер-1», двигателем. В велосипедной мастерской братьев был изготовлен

облегченный вариант четырёхцилиндрового автомобильного ДВС водяного охлаждения, развивающий мощность 12 л.с. и весящий 77 кг. При взлётной массе ЛА 340 кг (с учётом пилота), удельная масса СУ (рис. 2) равнялась  $\mu_{уд} = 6,42$  кг/л.с., а отношение развиваемой мощности к массе ЛА  $N_{дв}/m_{ла} = 0,0353$  л.с./кг. Недостаток мощности двигателя компенсировался высоким для того времени значением КПД винтов, достигавшим 0,66 [1]. Тем не менее собственной тяги двигателя было недостаточно для короткого разбега и отрыва от земли, поэтому ЛА мог взлетать только при встречном ветре. С 1904 г. для взлёта использовали специальную катапульту.

17 декабря 1903 г. «Флайер-1» совершил четыре кратковременных полёта, стартовав при сильном встречном ветре. Во время первого успешного полёта ЛА братьев Райт поднялся в воздух на высоту примерно 3 метра и пролетел 36,5 метра за 12 секунд. Полёты проводились в уединённом месте на побережье Атлантического океана и очевидцами их были 5 человек, помогавших при подготовке к полётам.

Первый успешный публичный полёт самолёта без использования внешних приспособлений и погодных факторов выполнил 23 октября 1906 г. в окрестностях Парижа знаменитый воздухоплаватель и авиатор бразильского происхождения Альберто Сантос-Дюмон. Биплан Сантос-Дюмона с коробчатым крылом, получивший обозначение «14 бис», самостоятельно взлетел с ровной площадки, пролетел 60 метров с поворотом по дуге и успешно сел на собственное шасси.

Самолёт «14 бис» был оснащён восьмицилиндровым ДВС водяного охлаждения «Антуанетта 8V», развивающим мощность 32 л.с. и весящим 95 кг. Взлётная масса ЛА составляла 400 кг, удельная масса СУ (рис. 2) равнялась  $\mu_{уд} = 2,97$  кг/л.с., а отношение развиваемой мощности к массе ЛА  $N_{дв}/m_{ла} = 0,08$  л.с./кг. Аэродинамически самолёт «14 бис» был менее совершенным, чем ЛА братьев Райт, и успех Сантос-Дюмона связан в основном с использованием более мощного двигателя.

В дальнейшем, в первых десятилетиях XX века, авиация бурно развивалась во всём мире. К 1909 году было начато серийное производство наиболее успешных типов самолётов, например таких как «Блерио-11», на котором Луи Блерио 25 июля 1909 г. перелетел пролив Ламанш. «Блерио-11» оснащался трехцилиндровым полурадикальным ДВС воздушного охлаждения «Анзани W3», развивающим мощность ~40 л.с. и весящим 65 кг. Взлётная масса ЛА составляла 300 кг, удельная масса СУ (рис. 2) равнялась  $\mu_{уд} = 1,63$  кг/л.с., а отношение развиваемой мощности к массе ЛА  $N_{дв}/m_{ла} = 0,13$  л.с./кг.

Прогресс авиации того времени сопровождался совершенствованием ДВС. В 1920 – 1940 гг. удельная масса авиационных ДВС составляла  $\mu_{уд} = 0,45...1,1$  кг/л.с. [2], обеспечивая отношение развиваемой мощности к массе ЛА на уровне  $N_{дв}/m_{ла} = 0,11...0,3$  л.с./кг (рис. 2).

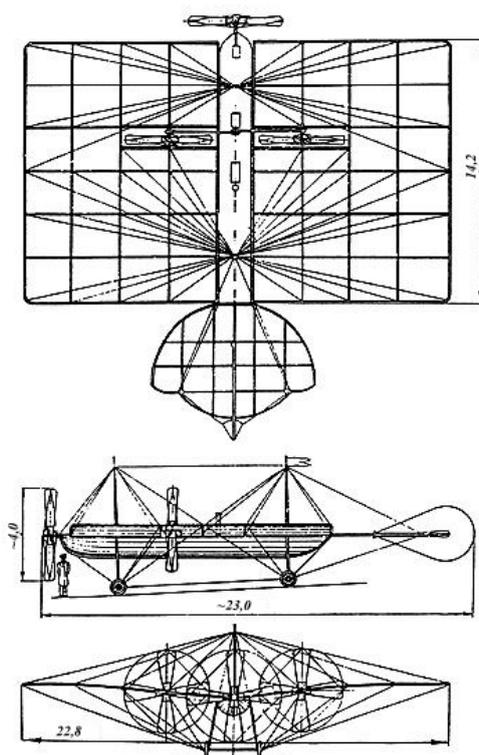
Имелся также успешный опыт применения в авиации паровых машин. В апреле 1933 года американские изобретатели братья Джордж и Уильям Бесслер совместно с инженером Натаном Прайсом продемонстрировали вариант серийного биплана Travel Air 2000, на котором вместо штатного ДВС была установлена паровая машина. Этот самолёт получил название Airspeed 2000. Для работы паровой машины на самолёте размещался 40-литровый бак воды (10 галлонов), которой хватало на 600 км полёта. Двухцилиндровый V-образный паровой двигатель развивал мощность 150 л.с. и весил 80 кг. Суммарная масса силовой установки с учётом бака и топки составляла примерно 300 кг, взлётная масса самолёта – 987 кг. Удельная масса СУ (рис. 2) равнялась  $\mu_{уд} = 2,0$  кг/л.с., а отношение развиваемой мощности к массе ЛА  $N_{дв}/m_{ла} = 0,152$  л.с./кг. Таким образом, СУ с паровым двигателем была в среднем в 2,5 раза тяжелее эксплуа-

тируемых в то время ДВС. Поэтому, несмотря на то, что Airspeed 2000 успешно эксплуатировался до 1936 г., в дальнейшем паровые двигатели в авиации не использовались.

### **Первый русский самолёт**

В 1877 г. А.Ф. Можайский продемонстрировал действующую модель своего самолёта Комиссии по воздухоплаванию Главного инженерного управления Военного министерства Российской Империи (ГИУ) и обратился с просьбой о предоставлении ему денежных средств для продолжения исследований по определению рационального облика ЛА и основных его частей. «Программа опытов над моделями летального аппарата», представленная А.Ф. Можайским в ГИУ, предусматривала [3]:

- определение конструктивных параметров воздушных винтов, экспериментальные исследования полноразмерных винтов с приводом от паровой машины;
- исследование возможности использования небольших площадей задней части крыла для управления ЛА путём их отклонения;
- изготовление двигателей для моделей ЛА;
- экспериментальные исследования моделей ЛА с целью определения необходимой площади крыла, площади хвостового оперения, веса ЛА, приходящегося на единицу площади крыла, скорости полёта, при которой возникает подъёмная сила равная весу ЛА.



*Рис. 3. Схема самолёта Можайского [4]*

Через год исследований А.Ф. Можайский пришёл к выводу о необходимости перехода к опытам на полноразмерном ЛА (рис. 3) и обратился в ГИУ с просьбой выделения средств на постройку ЛА, состоящего:

- из лодки, служащей для размещения паровой машины и людей;
- двух неподвижных крыльев;
- регулируемого хвостового оперения, служащего для изменения направления полёта;
- переднего и двух боковых винтов, служащих, в том числе, для поворота вправо-влево;
- колёсной тележки, на которой устанавливается ЛА;
- двух мачт, необходимых для увязки ЛА в единую конструкцию и управления хвостовым оперением.

Предполагалось использовать двигатели системы Брайтона с запасом керосина на 2 часа работы. Суммарная мощность двигателей была принята равной 30 л. с. Двигатель Брайтона являлся одним из первых поршневых двигателей внутреннего сгорания. Он был запатентован в 1872 г., а в варианте с улучшенной системой смесеобразования – в 1874 г. С 1876 г. двигатель Брайтона выпускался серийно.

Двигатель Брайтона (рис. 4) состоял из кривошипно-шатунного механизма с маховиком, имеющим кинематическую связь с поршнем, цилиндра с верхней и нижней камерами, резервуара сжатого воздуха, испарительного карбюратора и системы зажигания. Атмосферный воздух сжимался в камере над поршнем и поступал в резервуар. Из резервуара сжатый воздух, смешиваясь в карбюраторе с парами жидкого топлива, подавался в камеру под поршнем, на входе в которую воспламенялся. Сгорая при постоянном давлении, газ расширялся, двигая поршень вверх, сжимая при этом новую порцию воздуха и вращая маховик.

Рассмотрев проект самолёта, комиссия ГИУ отметила: на основании результатов опытов, проведённых А.Ф. Можайским на моделях, можно принять, что для полноразмерного ЛА с расчётной взлётной массой 820 кг (50 пудов) потребуется суммарная мощность двигателей не менее 60 л. с. Комиссия пришла к выводу, что мощность двигателей следует увеличить, но проект, если и будет успешно реализован, то только с «подвижными крыльями». В выделении средств было отказано.

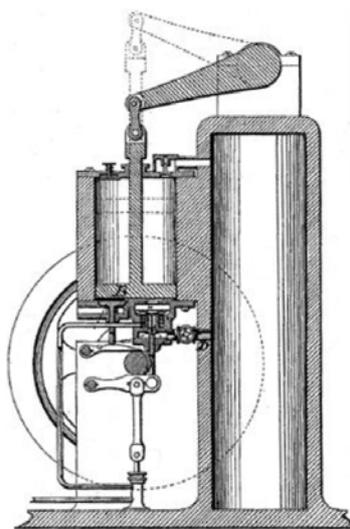


Рис. 4. Схема двигателя Брайтона образца 1874 г.  
(патент US151,468 – 2.06.1874)

Однако А.Ф. Можайский не прекратил работу над своим ЛА. В 1880 году он отправился в Америку для закупки двигателей Брайтона. Поездка оказалась неудачной. Двигатель Брайтона не мог обеспечить требуемую мощность. Полная мощность, развиваемая им на прямом ходе поршня при сгорании топлива, достигала 8,62 л.с., часть из которых тратилась на сжатие воздуха и терялась на трение в механизме. Полезная мощность двигателя составляла около 4 л.с. Выяснив это, А.Ф. Можайский принял решение об установке на ЛА паровой машины. Водотрубный котёл, паровоздушный конденсатор и два паровых двигателя мощностью 10 и 20 л.с. были закуплены в Англии и привезены в Россию в 1881 г.

Краткое описание паровой машины «разработанной и изготовленной Абрбекером и Хэмкенсом для капитана Российского Императорского флота Можайского» приводится в журнале Engineering [5]. Отмечается, что для снижения массы двигателей в их конструкции были использованы облегчённые детали. Однако для того, чтобы обеспечить надёжную работу, пришлось снизить скорость движения поршней, что привело к уменьшению вырабатываемой мощности. Как результат удельная масса СУ  $\mu_{уд}$  получилась заметно выше, чем например у СУ ЛА К. Адера, разработанной примерно на 5 лет позднее (рис. 2).

В 1881 г. А.Ф. Можайский получил от Департамента торговли и мануфактур Привилегию (патент) на пятилетнее исключительное право на своё изобретение в Российской Империи. В этом же году на выделенном ему участке военного поля в Красном селе под Петербургом он приступил к постройке самолёта.

В 1883 году самолёт был изготовлен и собран. В том же году по просьбе А.Ф. Можайского проект его самолёта был подробно изучен комиссией Воздухоплавательного отдела Императорского Российского технического общества под председательством М.А. Рыкачёва. Комиссия отметила, что А.Ф. Можайским в расчётах было принято аэродинамическое качество ЛА  $k_a = 9,6$ , что существенно выше уровня, определённого им при испытании моделей. Было рекомендовано принять полученное на моделях аэродинамическое качество  $k_a = 3,7$  и уточнить потребную мощность силовой установки, которая, по мнению комиссии, должна быть не менее 75 л.с. Однако, несмотря на это заключение, А.Ф. Можайский оставил СУ без изменений.

В 1883 – 1884 годах проводились наземные испытания и доводка ЛА. Попытка провести лётные испытания была предпринята, по-видимому, летом 1885 года. Самолёт Можайского разбежался по рельсам, уложенным горизонтально, либо, по некоторым данным, с уклоном вниз [4; 6; 8]. При разгоне самолёт накренился на бок и сломал консоль крыла. Возможно, если рельсы действительно были уложены с уклоном, самолёт кратковременно оторвался от земли, но в исторических документах прямых упоминаний об этом нет.

После неудачных испытаний самолёт требовал ремонта и доработки. В 1885 г. с него были сняты и отправлены на хранение двигатели. С целью повышения суммарной мощности СУ до 60 л. с. в 1886 г. на Обуховском заводе были заказаны два дубликата 20-сильной паровой машины. Однако после смерти А.Ф. Можайского в 1890 г. работы по модернизации его самолёта были прекращены.

Во времена А.Ф. Можайского подавляющее большинство научной общественности полагало, что практическую ценность имеет разработка аэростатов. Исследования ЛА тяжелее воздуха считались малоперспективными. Поэтому работа А.Ф. Можайского в то время не была оценена по достоинству и не получила дальнейшего продолжения. Авиация пришла в Россию через 20 лет из Франции.

### Оценка достаточности мощности двигателей первых самолётов

Статистические данные по мощностным и весовым параметрам первых пилотируемых самолётов (рис. 2) дают общее представление о совершенстве их двигателей, но не позволяют однозначно судить о достаточности вырабатываемой мощности для совершения полёта. Для этого потребуется выполнить некоторые дополнительные вычисления.

В первом приближении мощность двигателя  $N_{\text{дв.потр}}$ , минимально необходимую для взлёта, можно определить из условия баланса сил в установившемся горизонтальном полёте ЛА:

$$N_{\text{дв.потр}} = \frac{gm_{\text{ла}} v_{\text{отр}}}{k_a \eta_b},$$

где  $gm_{\text{ла}}$  – вес ЛА;  $v_{\text{отр}}$  – скорость, при которой ЛА отрывается от земли;  $k_a$  – аэродинамическое качество ЛА;  $\eta_b$  – КПД винта (с учётом трансмиссии).

Скорость отрыва можно рассчитать по формуле:

$$v_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2gm_{\text{ла}}}{\rho c_y S}},$$

где  $\rho$  – плотность атмосферного воздуха;  $c_y$  – коэффициент подъёмной силы;  $S$  – площадь крыла.

Значения параметров, необходимых для выполнения вычислений, в настоящей работе выбраны по следующим соображениям. При испытаниях модели самолёта Можайского, проведённых ЦАГИ в 1979 – 1981 гг. [7], было получено, с учётом экранного эффекта, максимальное аэродинамическое качество  $k_a = 4,6$  при  $c_y = 0,34$  (в свободном пространстве  $k_a = 4,05$ ). Сам Можайский принимал аэродинамическое качество  $k_a = 9,6$ , а авторы работы [8], исследовавшие газодинамическую модель самолёта Можайского, получили  $k_a = 9,7$ . В настоящей работе для самолёта Можайского принято  $k_a = 4,6$ , так как это наиболее обоснованное значение. Для полноты картины выполнены также расчёты с  $k_a = 9,7$ . Результаты этих расчётов приводятся в табл. 1 в скобках.

Из дневников братьев Райт известно, что при первом полёте «Флайера-1» 17 декабря 1903 г. скорость отрыва составляла 27...28 миль/ч (с учётом скорости встречного ветра ~20 миль/ч), или ~12 м/с [1]. При  $m_{\text{ла}} = 340$  кг и  $S = 47,4$  м<sup>2</sup>, это соответствует  $c_y = 0,78$ , что хорошо согласуется с полярной планера [9], испытанного братьями Райт в 1902 г., на базе которого и был разработан «Флайер-1». По полярке планера братьев Райт 1902 г. [9] для  $c_y = 0,78$  получается  $k_a = 7$ . Аэродинамическое качество других рассмотренных здесь ЛА принималось экспертно, с учётом статистических данных [1]. Полученные результаты приводятся в табл. 1.

Таблица 1. Располагаемая и потребная мощность силовой установки

Летательный аппарат	$S, \text{ м}^2$ [1]	$k_a$	$\eta_v$	$N_{\text{дв.потр}}, \text{ л.с.}$	$\frac{N_{\text{дв.расп}}}{N_{\text{дв.потр}}}$
ЛА Феликса дю Тампля, 1858 г.	130	4,6	0,45	23,63	0,25
ЛА А.Ф. Можайского, 1883 г.	372	4,6 (9,7)	0,52	88,11 (41,8)	0,34 (0,72)
«Авион-1», К. Адер, 1890 г.	28	5	0,55	19,97	1,0
«Флаер-1», Братья Райт, 1903 г.	47,4	7	0,66	11,95	1,0
«14 бис», Сантос-Дюмон, 1906 г.	52	5,5	0,6	19,78	1,62
«Блерио-11», 1909 г.	14	5	0,7	22,01	1,82

Одной из наиболее сложных задач, которые приходилось решать создателям первых самолётов, была разработка воздушных винтов. Известно, что А.Ф.Можайскому пришлось много экспериментировать на моделях и натуральных образцах винтов, прежде чем они были доведены до приемлемой формы и размеров [4]. На его самолёте были установлены три 4-лопастных винта, представлявших собой деревянные рамки, обшитые с помощью проволоки тонкими дощечками. Для фиксации положения лопастей применялась система расчалок. По оценкам ЦАГИ диаметр винтов составлял 4,75 м, расчётная частота вращения 160 об/мин [10]. Для привода переднего винта от меньшего двигателя, по-видимому, использовалась зубчатая передача с понижением частоты вращения в 2,81 раза. От большего двигателя к боковым винтам шли приводные ремни, понижающие частоту вращения в 1,875 раза. По оценкам ЦАГИ КПД винтов самолёта Можайского на взлёте находился на уровне  $\eta_e = 0,52$  [7].

На самолёте Феликса дю Тампля был установлен 6-лопастной винт из стальных труб и шёлка. КПД такого винта невысок, его значение можно принять равным  $\eta_e = 0,45$ .

Бипланы братьев Райт приводились в движение двумя двухлопастными пропеллерами диаметром 2,6 метра, расположенными между крыльями позади пилота. Винты изготавливались из склеенных слоёв древесины. Чтобы гасить гироскопический момент, использовалось противовращение. Пропеллеры соединялись с двигателем цепной передачей, уменьшавшей частоту их вращения втрое. Винты были специально спрофилированы и имели высокий, для того времени КПД, который по оценкам братьев Райт был равен  $\eta_e = 0,66$  [1].

Принятые с учётом вышесказанного значения КПД винтов ЛА, рассмотренных в настоящей работе, приводятся в табл. 1. Результаты расчёта отношения располагаемой суммарной мощности двигателей к минимально потребной для полёта ЛА также представлены в табл. 1.

### Заключение

Анализ известных статистических данных и результатов выполненных расчётных оценок первых самолётов и их СУ позволяет показать роль двигателей в становлении авиации.

Мощность, развиваемая паровой СУ самолёта Феликса дю Тампля, была в четыре раза ниже требуемой для совершения горизонтального полёта. Возможно, это было основной причиной, по которой он не предпринял попыток взлететь на своём ЛА.

Выполненные оценки подтверждают, что располагаемая мощность двигателей самолёта А.Ф. Можайского также была недостаточной, что привело к неудаче его испытаний в 1885 г. Однако эти испытания, по-видимому, были первой попыткой совер-

шить полёт пилотируемого ЛА тяжелее воздуха при помощи тяги, развиваемой его воздушными винтами.

Мощности паровой машины, установленной на разработанный К. Адером самолёт «Авион-1», хватало для отрыва от земли. Это позволило ему в 1900 г. совершить первый в истории кратковременный пилотируемый полёт. Однако сам ЛА при этом был неуправляемым.

Аэродинамика и система управления ЛА братьев Райт были более совершенны, чем у предыдущих самолётов. Двигатель развивал достаточную мощность для выполнения горизонтального полёта, однако её не хватало для уверенного старта. Взлёт всех модификаций самолёта братьев Райт осуществлялся с использованием дополнительных внешних устройств.

Двигатель «Антуанетта 8V», устанавливаемый на самолёт А. Сантос-Дюмона «14 бис», развивал достаточную мощность для самостоятельного старта ЛА, горизонтального полёта и посадки с использованием самолётного шасси. Это позволило ему в 1906 г. совершить первый в истории успешный публичный полёт самолёта без использования внешних приспособлений и погодных факторов. При этом самолёт «14 бис», в отличие от ЛА братьев Райт, не имел управления по крену, поэтому он не мог энергично менять курс и терял устойчивость при боковом ветре.

Самолёт «Блерио-11» был одним из наиболее совершенных ЛА периода становления авиации. Его двигатель «Анзани W3» развивал высокую мощность, что позволяло самолёту автономно взлетать и совершать длительные полёты. В 1909 г. на этом самолёте Луи Блерио перелетел пролив Ламанш, что продемонстрировало достаточную зрелость авиационных технологий и прослужило толчком к распространению авиации во всём мире.

### Библиографический список

1. Соболев Д.А. История самолётов. Начальный период. М.: РОССПЭН, 1995. 343 с.
2. Авиационные моторы военных воздушных сил иностранных государств: Англии, США, Германии, Франции, Италии. М.: Воениздат, 1939. 167 с.
3. Бычков В.Н. К истории создания самолёта А.Ф. Можайского // В сб.: «Авиация в России (к 100-летию отечественного самолётостроения)». М.: Машиностроение, 1983. С. 11-40.
4. Шавров В.Б. История конструкций самолётов в СССР до 1938 г. М.: Машиностроение, 1986. 751 с.
5. Engineering: An Illustrated Weekly Journal. 1881. V. XXXI, May 6. 458 p.
6. Вейгелин К.Е. Очерки по истории лётного дела. М.: Оборонгиз, 1940. 458 с.
7. Мартынов А.К., Баршевский В.Б., Владимиров А.Н., Коновалов С.Ф., Остроухов С.П. Аэродинамические характеристики, характеристики воздушных винтов, аэродинамический расчёт самолёта А.Ф. Можайского // В сб.: «Авиация в России (к 100-летию отечественного самолётостроения)». М.: Машиностроение, 1983. С. 67-83.
8. Пухов А.А., Куприков М.Ю., Зайков К.С., Куприков Н.М. Роль А.Ф. Можайского в истории авиастроения // Вопросы истории. 2023. № 3, ч. 2. С. 94-107. DOI: 10.31166/VoprosyIstorii202303Statyi53
9. Padfield G.D., Lawrence B. The birth of flight control: An engineering analysis of the Wright brothers' 1902 glider // The Aeronautical Journal. 2003. V. 107, Iss. 1078. P. 697-718. DOI: 10.1017/s0001924000013464

10. Баршевский В.Б., Тепеницын М.П., Фролов В.М. Установление облика самолёта А.Ф. Можайского на основе архивных данных и расчётов // В сб.: «Авиация в России (к 100-летию отечественного самолётостроения)». М.: Машиностроение, 1983. С. 41-66.

## POWER PLANTS OF THE FIRST AIRCRAFT

© 2023

**A. S. Drygin** Candidate of Science (Engineering), Leading Researcher;  
Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation;  
[drygin300@yandex.ru](mailto:drygin300@yandex.ru)

The article is dedicated to the 140th anniversary of the construction of the first Russian aircraft designed by Alexander Fedorovich Mozhaisky. The main attention is paid to a comparative assessment of the parameters of the power plants of the Mozhaisky aircraft and some of the best known of the first heavier-than-air manned aircraft driven by a propeller. For the analysis, data published in various sources were used, primarily on the parameters of the elements of power plants (engines and propellers). An assessment was made of the sufficiency of the engine power of the first aircraft needed for their flight. The published materials of detailed studies of the aerodynamics of aircraft by A.F. Mozhaisky and the Wright brothers were used as the basis for an expert qualitative assessment of the aerodynamic characteristics of the compared aircraft. An analysis of the known statistical data and the results of the calculated estimates made it possible to show the impact of engine improvement on the progress in aviation.

*History of aviation; first aircraft; aircraft power plant*

---

*Citation:* Drygin A.S. Power plants of the first aircraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 4. P. 158-169. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-4-158-169

## References

1. Sobolev D.A. *Istoriya samoletov. Nachal'nyy period* [Aircraft history. Initial period]. Moscow: ROSSPEN Publ., 1995. 343 p.
2. *Aviatsionnye motory voennykh vozdushnykh sil inostrannykh gosudarstv: Anglii, SShA, Germanii, Frantsii, Italii* [Aviation engines of air forces of foreign countries]. Moscow: Voenizdat Publ., 1939. 167 p.
3. Bychkov V.N. K istorii sozdaniya samoleta A.F. Mozhayskogo. *V sb.: «Aviatsiya v Rossii (k 100-letiyu otechestvennogo samoletostroeniya)»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1983. P. 11-40. (In Russ.)
4. Shavrov V.B. *Istoriya konstruktsiy samoletov v SSSR do 1938 g.* [The history of aircraft designs in the USSR until 1938]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1986. 751 p.
5. *Engineering: An Illustrated Weekly Journal*. 1881. V. XXXI, May 6. 458 p.
6. Veygelin K.E. *Ocherki po istorii letnogo dela* [Essays on the history of flying]. Moscow: Oborongiz Publ., 1940. 458 p.
7. Martynov A.K., Barshevskiy V.B., Vladimirov A.N., Konvalov S.F., Ostroukhov S.P. Aerodinamicheskie kharakteristiki, kharakteristiki vozdushnykh vintov, aerodinamicheskiy raschet samoleta A.F. Mozhayskogo. *V sb.: «Aviatsiya v Rossii (k 100-letiyu otechestvennogo samoletostroeniya)»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1983. P. 67-83. (In Russ.)
8. Pukhov A.A., Kuprikov M.Yu., Zaikov K.S., Kuprikov N.M. The significance of A.F. Mozhaiskiy in the history of aircraft construction. *Voprosy Istorii*. 2023. No. 3, part 2. P. 94-107. (In Russ.). DOI: 10.31166/VoprosyIstorii202303Statyi53

9. Padfield G.D., Lawrence B. The birth of flight control: An engineering analysis of the Wright brothers' 1902 glider. *The Aeronautical Journal*. 2003. V. 107, Iss. 1078. P. 697-718. DOI: 10.1017/s0001924000013464

10. Barshevskiy V.B., Tepenitsyn M.P., Frolov V.M. Ustanovlenie oblika samoleta A.F. Mozhayskogo na osnove arkhivnykh dannykh i raschetov. *V sb.: «Aviatsiya v Rossii (k 100-letiyu otechestvennogo samoletostroeniya)»*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1983. P. 41-66. (In Russ.)