

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

БАЗОВЫЕ АСПЕКТЫ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ТЕХНОЛОГИИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ КОМПОНОВКИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ В ОТСЕКАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ПРИМЕРЕ КА ДЗЗ «ЯНТАРЬ-2К» <i>А. А. Беляков, А. И. Шулепов</i>	7
РАСЧЁТ ПЕРЕЛЁТОВ С ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ <i>А. А. Кветкин, А. В. Колесов</i>	25
МЕТОДИКА ТЕПЛООВОГО РАСЧЁТА ТЕПЛООБМЕННОГО АППАРАТА ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ ВОЗДУХА ПЕРЕД КОМПРЕССОРОМ ДВИГАТЕЛЯ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЁТА <i>С. Л. Панченко, Т. В. Грасько</i>	33
РАСЧЁТ АВИАЦИОННЫХ РЫЧАЖНО-ПОПЛАВКОВЫХ КЛАПАНОВ С ПОМОЩЬЮ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ <i>Д. О. Пушкарев, Д. Ю. Киселев, Ю. В. Киселев</i>	44
ВЛИЯНИЕ ОПТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОСЛОЙНОГО СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА НА ЕГО ГЕЛИОЦЕНТРИЧЕСКОЕ ДВИЖЕНИЕ <i>М. А. Рожков</i>	52
ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ, ВКЛЮЧАЮЩЕЙ ХИМИЧЕСКИЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК «ДМ» И ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ МОДУЛЬ <i>А. С. Русских, В. В. Салмин</i>	66
<hr/> МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ <hr/>	
ВЛИЯНИЕ РЕЖИМОВ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ НА МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ 1570, 1580 и 1590 <i>Е. В. Арьшенский, В. Ю. Арьшенский, А. М. Дриц, Ф. В. Гречников, А. А. Рагазин</i>	76
СТОЙКОСТЬ ИЗДЕЛИЙ ИЗ СТАЛИ МАРКИ 20ГЛ К СУЛЬФИДНОМУ КОРРОЗИОННОМУ РАСТРЕСКИВАНИЮ ПОД НАПРЯЖЕНИЕМ <i>Н. М. Блажнов, Е. А. Борисенкова, М. В. Хардин</i>	88

**РАЗРАБОТКА МИКРОСТРУКТУР ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ СВОЙСТВ
МЕТАМАТЕРИАЛОВ ПЬЕЗОЭЛЕМЕНТОВ**

В. С. Бут, А. А. Кобелев, С. В. Карпеев

97

**КОМПЛЕКС ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ПРИЗНАКОВ ИЗНОСА ЗУБЬЕВ
РЕДУКТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

А. Е. Сундуков, Е. В. Шахматов

109

ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

**ПРИБЛИЖЁННЫЕ МОДЕЛИ АВИАТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ
МАССОВОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ С ЧАСТИЧНОЙ
ВЗАИМОПОМОЩЬЮ МЕЖДУ ОБСЛУЖИВАЮЩИМИ
КАНАЛАМИ**

В. А. Романенко

118

CONTENTS

AVIATION AND ROCKET-SPACE ENGINEERING

- 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**
A. A. Belyakov, A. I. Shulepov 7
- CALCULATION OF OPTIMUM TRANSFERS FROM HIGH-ELLIPTIC ORBITS TO GEOSTATIONARY ORBITS USING A STATIONARY PLASMA ENGINE**
A. A. Kvetkin, A. V. Kolesov 25
- METHODOLOGY FOR THERMAL CALCULATION OF THE HEAT EXCHANGER FOR COOLING THE AIR AT THE INTAKE OF THE AEROSPACE PLANE ENGINE COMPRESSOR**
S. L. Panchenko, T. V. Gras'ko 33
- CALCULATION OF AIRCRAFT LEVER-FLOAT VALVES USING NEURAL NETWORKS**
D. O. Pushkarev, D. Yu. Kiselev, Yu. V. Kiselev 44
- OPTICAL CHARACTERISTICS OF A MULTILAYER SOLAR SAIL AND THEIR EFFECT ON ITS HELIOCENTRIC MOTION**
M. A. Rozhkov 52
- METHODOLOGY OF DESIGNING A SPACE TRANSPORT SYSTEM INCLUDING A “DM” CHEMICAL UPPER STAGE AND AN ELECTRIC ROCKET TRANSPORT MODULE**
A. S. Russkikh, V. V. Salmin 66

MECHANICAL ENGINEERING

- THERMAL TREATMENT EFFECT ON THE MECHANICAL PROPERTIES OF 1570, 1580 AND 1590 ALUMINUM ALLOYS**
E. V. Aryshensky, V. Yu. Aryshensky, A. M. Drits, F. V. Grechnikov, A. A. Ragazin 76
- RESISTANCE OF PRODUCTS MADE OF STEEL 20GL TO SULFIDE STRESS CORROSION CRACKING**
N. M. Blazhnov, E. A. Borisenkova, M. V. Khardin 88

**DEVELOPMENT OF MICROSTRUCTURES FOR THE FORMATION
OF METAMATERIAL PROPERTIES OF PIEZOELECTRIC ELEMENTS**

V. S. But, A. A. Kobelev, S. V. Karpeev

97

**SERIES OF DIAGNOSTIC INDICATORS OF GEARBOX
TEETH WEAR IN AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES**

A. Ye. Sundukov, Ye. V. Shakhmatov

109

INFORMATION SCIENCE, COMPUTING TECHNOLOGY AND CONTROL

**APPROXIMATE MODELS OF AIR TRANSPORT QUEUEING
SYSTEMS WITH PARTIAL MUTUAL ASSISTANCE BETWEEN
SERVICE CHANNELS**

V. A. Romanenko

118

БАЗОВЫЕ АСПЕКТЫ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ТЕХНОЛОГИИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ КОМПОНОВКИ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ В ОТСЕКАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ПРИМЕРЕ КА ДЗЗ «ЯНТАРЬ-2К»

© 2022

А. А. Беляков студент;
Институт авиационной и ракетно-космической техники;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
jake.dunn@inbox.ru

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

Представлены теоретические основы автоматизированной компоновки бортовой аппаратуры в отсеках космических аппаратов в топологической постановке. Цель работы состоит в создании гибкой модели размещения, позволяющей решать задачу для любой конфигурации конструкции с учётом технико-эксплуатационных ограничений, предъявляемых к объектам, находящимся в ограниченном пространстве. Технология формализуется по методам основ топологии и в настоящей работе демонстрируется для двумерного случая путём сличения с эталонной конструктивно-компоновочной схемой. Учитываются функциональные, монтажные, габаритные, тепловые, виброакустические требования при массово-центровочных ограничениях компоновки. Предложен новый подход к описанию процесса конструирования сборок бортовой аппаратуры, который может быть полностью оцифрован и затем интегрирован в известные системы автоматизированного проектирования. Такой подход верифицирован на примере системы электропитания космического аппарата «Янтарь-2к».

Космический аппарат; бортовая аппаратура; топология; отсек космического аппарата; схема размещения аппаратуры; компоновка оборудования; конструирование изделий в машиностроении

Цитирование: 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

Введение

Задача размещения объектов различной формы в ограниченных пространствах является одной из основных задач конструирования при создании сложных изделий в машиностроении. Применительно к ракетно-космической технике – это задача компоновки бортовой аппаратуры (БА) в приборном или агрегатном отсеке космического аппарата (КА) и задача расположения полезной нагрузки (ПН) в грузовом или бытовом отсеке космического летательного аппарата с учётом тактико-технических требований к устойчивому функционированию изделия.

В своей работе инженер-конструктор имеет дело с деталями сборочных единиц, которые обладают метрическими и качественными свойствами. В отличие от проектан-та его работа состоит в манипуляциях с формами больше, чем с расчётами. Поэтому процессы решения таких задач по методам теории поиска и принятия решений далеко не всегда поддаются оцифровке и, следовательно, автоматизации. В связи с этим в настоящей работе рассматривается переход от аналитической геометрии в область более общей, но оттого и более абстрактной науки – топологии, где внимание уделяется

тем свойствам тел, которые не меняются при таких преобразованиях, как деформации без разрывов.

Вербально топологические свойства отсека и компоновки БА в нём описать довольно просто, но если попытаться провести над ними математическое исчисление, то потребуется перейти к терминам, формализация которых затруднена даже для базовых понятий. Решение этого вопроса рассматривается в данной статье. Применение полученных выкладок продемонстрировано на примере космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Янтарь-2к» (КА ДЗЗ «Янтарь-2к»).

Основные положения

Разработка компоновки БА в отсеках КА подразумевает получение рабочей схемы размещения (РСР), которая синтезируется путём моделирования проектной схемы размещения (ПСР) с помощью различных методов, технологии реализации которых в ранее проведённом исследовании [1,2] были классифицированы на классические, численные и топологические.

Суть топологической технологии создания РСР элементов БА заключается в структурном синтезе решения таким образом, чтобы отклонение вектора положения центра масс (ЦМ) отсека КА стремилось к нулю, а плотность компоновки оборудования внутри него сохранялась максимальной при выполнении заданных требований к размещению. С точки зрения топологии для разрабатываемой модели не имеет значения, какой геометрической формой обладает элемент БА и с помощью каких уравнений описывается его поверхность при том, что его объём конечен и общая компоновка ограничена поверхностями оболочки отсека. Важнейшим свойством является, например, наличие и характер образования пустот при размещении, и для возможности манипулирования ими используется соответствующий инструментарий. В связи с этим на передний план выступают параметры самого пространства и его элементов, а функции координат не являются единственными определяющими связями проектных параметров.

Топологическая модель компоновки отсека

Пусть ПСР представляется в виде некоторой гиперповерхности A , для которой существует отображение F в РСР, являющейся гиперповерхностью вида B . Оно считается непрерывным в точке ЦМ отсека, потому что всякая часть ПСР после отображения в РСР переходит в новое положение и при этом остаётся внутри оболочки отсека, тем самым сохраняя близость к скорректированному ЦМ отсека. То есть для отсека заданного радиуса существует область допустимых значений центровок такая, что для любого вектора координат ЦМ БА в ПСР и любого вектора координат ЦМ БА в РСР, разница между которыми не превышает заданного допуска, поперечные габариты компоновки на любом шаге конвертации не превышают величины диаметра миделя сечения отсека. Это можно записать логически:

$$\forall R > 0; \exists \delta > 0: \forall r_0 \in A(r) \wedge \forall r_t \in B(r): \|r_t - r_0\| < \delta \Rightarrow |F[A(r)] - B(r)| < 2R \Rightarrow \Rightarrow \exists F: A(r) \rightarrow B(r) \Leftrightarrow B(r) = F[A(r)]: \lim_{r_0 \rightarrow r_t} A(r) - B(r) < 2R, \quad (1)$$

где r – вектор координат центра масс любой БА и самого отсека; r_0 – вектор координат центра масс любой БА в ПСР; r_t – вектор координат центра масс любой БА в РСР; t – номер процедуры отображения (шаг конвертации); R – радиус отсека; $A(r)$ – ги-

перповерхность ПСР; $B(r)$ – гиперповерхность РСР; F – оператор пошагового отображения ПСР в РСР (конвертор); δ – вариация координат положения БА при её отображении из ПСР в РСР.

Запись (1) можно толковать как условие непересечения элементов конструкции БА с элементами конструкции обшивки отсека КА.

Необходимо отметить, что гиперповерхности элементов БА могут геометрически деформироваться, как связные подпространства, но разъединять их можно только тогда, когда формат конечной конфигурации объекта обладает теми же свойствами, что и до данной операции, то есть не существует строгих ограничений к операторам, за счёт которых производится конвертирование. Например, если на начальном шаге объект БА находился в некотором заданном положении, затем в процессе моделирования условно «был разобран» и распределён по массе в пространстве, то на последнем шаге он уже «был склеен» и снова имел исходные топологические свойства и занял такое положение, которое обеспечивает оптимальную центровку отсека КА. Но этого нельзя сказать про гиперповерхности ПСР и РСР с технической точки зрения натурной реализации, потому что процессы монтажно-сборочных и погрузочно-разгрузочных работ в отсеке не предполагают параллельную перестановку отдельного элемента БА или ПН, а характеризуются единственными операциями начального жёсткого закрепления и разового открепления. Однако на уровне модели можно допустить промежуточные деформации ПСР. Поэтому отображение (1) является гомеоморфизмом, то есть оно взаимно однозначно и взаимно непрерывно как для отсека, так и для элемента БА, что можно записать в виде:

$$\left\{ \begin{array}{l} \exists F : A(r) \rightarrow B(r) \\ \exists F^{-1} : B(r) \rightarrow A(r) \end{array} \right\} \wedge \left\{ \begin{array}{l} \lim_{r_0 \rightarrow r_i} A(r) - B(r) < 2R \\ \lim_{r_i \rightarrow r_0} B(r) - A(r) < 2R. \end{array} \right. \quad (2)$$

В составленном логическом выражении (2) первая система является условием взаимной однозначности, а вторая – взаимной непрерывности.

Свойства гиперповерхностей $A(r)$ и $B(r)$, не изменяющиеся при гомеоморфизмах $F[A(r)]$ и $F^{-1}[B(r)]$, называются топологическими инвариантами. К ним можно отнести ограничения задачи конструирования компоновки, являющиеся частными критериальными характеристиками, с помощью которых производится выбор лучшего варианта размещения из представленных альтернатив. При данном подходе сюда относятся [2 – 4]:

- центровка отсека (положение ЦМ конструкции) – чем меньше отклонение от исходного положения, тем меньше масса резервного топлива для корректирующей двигательной установки и тем меньше масса самого КА;
- средняя плотность компоновки элементов БА – чем она больше, тем меньше габариты и, следовательно, масса отсека и КА в целом;
- линии тока теплового поля в отсеке – являются определяющим критерием для расположения некоторых видов элементов БА;
- длина кабельных линий – чем они короче между функционально взаимосвязанными видами оборудования, тем ниже масса конструкции КА;
- зазоры между элементами БА – обеспечивают доступ ко всем видам оборудования при монтаже.

Необходимо уточнить, что гомеоморфные гиперповерхности $A(r)$ и $B(r)$ компоновок элементов БА изотопны топологическому пространству P отсека КА, потому

что существует такой гомеоморфизм P на себя, при котором A переходит в B . Проще говоря, изотопией называется тот факт, что сам отсек никак не меняется при конвертации ПСР в РСР. Это справедливо и для отдельных видов элементов БА. Свойство изотопии компоновок выглядит в виде равенства конверторов так:

$$\exists F[P(A)] = F^{-1}[P(B)]; B(r) = F[A(r)]. \quad (3)$$

Далее элемент БА в задаче размещения описывается не оболочечной моделью (поверхностью), а каркасной – совокупностью дуг и точек их пересечений. Тогда каждому изделию в отсеке можно поставить в соответствие конечный граф [5]:

$$\Gamma_i = \Gamma(a_i; b_i); b_i = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^{\kappa_i} ka_{ik}; (i = \overline{1, n}), \quad (4)$$

где Γ – конечный граф каркасной модели элементов БА; i – порядковый номер элементов БА; n – общее количество элементов БА; a_i – число вершин каркасной модели i -го элемента БА; b_i – число рёбер каркасной модели i -го элемента БА; k – индекс, обозначающий количество рёбер, сходящихся в вершине; κ_i – максимальное число рёбер, сходящихся в вершине каркаса i -го элемента БА.

Аналогично с помощью выражения (4) можно описать отсек (3) и синтезируемую компоновку в целом.

Полным графом будет называться конечный граф контура компоновки элементов БА без петель, у которого две любые вершины соединяются точно одним ребром. В данном случае под рёбрами следует понимать переходы от размещённого i -го элемента БА к размещаемому $(i+1)$ -му элементу БА, а вершинами графа являются их центры масс. Если возможно организовать процедуру расположения так, что при отображении ПСР в РСР образуется не более двух вершин нечётного индекса k , то описывающий компоновку элементов БА граф называется уникальным. Наличие этого топологического инварианта позволяет вместо итерационного цикла создать линейную процедуру автоматического конструирования типа «вход-выход». Однако при исполнении компоновки по данной модели необходимо перестроить вычислительные процедуры таким образом, чтобы можно было оценивать взаимное размещение приборов с учётом показателей их функционирования.

Совокупность замкнутых цепочек рёбер элементов БА делает контур компоновки связным. Но если строить компоновку не по габаритам элементов БА, а по их центрам масс, то конечный граф компоновки на стадии ПСР может не быть уникальным. Чтобы его конвертировать в конечный граф, дающий гомеоморфную РСР, надо дополнить его в каждом месте незамкнутых вершин рёбрами-перемычками, число которых равно [5]:

$$\overline{b_B} = 1 - \chi(A), \quad (5)$$

где $\overline{b_B}$ – число рёбер-перемычек, дополняющих гиперплоскость ПСР $A(a_A; b_A)$, построенную по центрам масс элементов БА, и позволяющих сделать гомеоморфизм в гиперплоскость РСР $B(a_B; b_B)$; $\chi(A) = a_A - b_A$ – эйлерова характеристика графа гиперплоскости ПСР $A(a_A; b_A)$.

Контроль габаритных ограничений

В процессе отображения может возникнуть не только пересечение элементов БА со стенками отсека, что контролируется по определению (1), но и пересечение их между собой. Чтобы выяснить, находится точка внутри или снаружи каркасной модели соседнего элемента БА, нужно из данной точки провести луч, пересекающий его, и рассчитать индекс пересечения [5]:

$$J(c_{\alpha ij}; \Gamma_j) = \begin{cases} 1 \Rightarrow \alpha \in \Gamma_j \\ 2 \Rightarrow \alpha \notin \Gamma_j \end{cases}; (\alpha = \overline{1, a_i}), \quad (6)$$

где $\alpha = \overline{1, a_i}$ – порядковый номер вершины конечного графа рассматриваемого i -го элемента БА; j – порядковый номер конечного графа соседнего элемента БА по отношению к i -му элементу БА; $c_{\alpha ij}$ – луч из вершины α графа i -го элемента БА, пересекающий граф соседнего j -го элемента БА.

Если индекс пересечения (6) равен единице, то вершина контура i -го элемента БА находится внутри контура j -го элемента БА, а если двойке, то снаружи. Отсюда следует условие непересечения объектов между собой на плоскости и в пространстве:

$$\bigwedge_{\alpha=1}^{a_i} J(c_{\alpha ij}; \Gamma_j) = \begin{cases} 1 \Rightarrow \Gamma_i \subset \Gamma_j \\ 2 \Rightarrow \Gamma_i \not\subset \Gamma_j \end{cases}. \quad (7)$$

Согласно (7), если для всех вершин контура i -го элемента БА индекс пересечения J с контуром j -го элемента БА равняется одному, то i -й элемент БА вложен в j -й элемент БА. Если для всех вершин индекс пересечения равняется двум, то контуры элементов БА не пересекаются. Следовательно, если не для всех вершин $J(c_{\alpha ij}; \Gamma_j) = 2$, то данный i -й элемент БА пересекается с соседними контурами элементов БА во всех вершинах, у которых $J(c_{\alpha ij}; \Gamma_j) = 1$.

Альтернативная топологическая модель компоновки отсека

Процедуру размещения элементов БА по центрам масс также можно представить в качестве последовательного перемещения по точкам без возвратов (то же можно сделать и для траектории колебаний ЦМ отсека КА). В отсеке будет образована пространственная кривая, которая обладает проекцией на плоскость чертежа. Причём вокруг неё можно описать куб, гомеоморфный пространству P отсека КА и изотопный при конформации ПСР в РСР. Тогда существует гомеоморфизм набора элементов БА в эту пространственную кривую, называемую «путь размещения», а её проекция на конструктивно-компоновочную схему при увеличении количества элементов БА до бесконечности в пределе станет представлять собой путь, заполняющий весь квадрат, – такая проекция называется «кривая Пеано» [5], логическая запись которой выглядит следующим образом:

$$\begin{aligned} \exists Q: & \left\{ \begin{array}{l} \exists F: Q_A \rightarrow Q_B \\ \exists F[P(A)] = F^{-1}[P(B)] \end{array} \right\} \wedge \left\{ \begin{array}{l} \exists F_Q: (i = \overline{1, n}) \rightarrow S(i): S(i) \subset Q \subset P \\ \exists F_Q: (i = \overline{1, n}) \rightarrow S(i) \wedge \mathcal{C}(Q): \mathcal{C}(Q) \subset Q \subset P \end{array} \right\} \quad (8) \\ \Rightarrow \exists \Pi: & S(i) \wedge \mathcal{C}(Q) \rightarrow \mathcal{C}(Q); n \rightarrow \infty, \end{aligned}$$

где $S(i)$ – путь размещения элементов БА в отсеке КА; Q – куб, описывающий путь размещения элементов БА; Q_A, Q_B – куб до и после конвертации ПСР в РСР; F_Q – оператор гомеоморфного отображения набора элементов БА в путь его размещения в отсеке; F_q – оператор гомеоморфного отображения набора элементов БА в проекцию пути размещения на плоскость конструктивно-компоновочной схемы; $\mathcal{C}(Q)$ – плоскость конструктивно-компоновочной схемы (чертёж сечения отсека); $S(i) \wedge \mathcal{C}(Q)$ – проекция пути размещения в пространстве отсека на плоскость конструктивно-компоновочной схемы; Π – оператор гомеоморфного отображения проекции пути размещения элементов БА на куб.

Из определения (8) получена формула:

$$\Pi(i) = \lim_{n \rightarrow \infty} [S(i) \wedge \mathcal{C}(Q)] = \lim_{n \rightarrow \infty} F_q(i) = \mathcal{C}(Q) : F[\mathcal{C}(Q_A)] = F^{-1}[\mathcal{C}(Q_B)], \quad (9)$$

где $\Pi(i)$ – кривая Пеано.

Выражение (9) имеет важное значение, потому что топологическим инвариантом $\Pi(i)$ является наличие у неё положительной площади. Если описывать элемент БА не только точкой ЦМ, но и её окрестностью, соизмеримой с габаритами, то кривая Пеано на плоскости чертежа изобразит проекцию пространственного пути размещения элементов БА, обеспечивающего максимум плотности компоновки и удовлетворяющего условиям непересечения (7). Это позволяет визуализировать полученную схему размещения без применения внешних систем автоматизированного проектирования.

Также с помощью отображения (9) можно сформулировать условие удовлетворения массово-центровочных характеристик отсека: центровка выполняется, если конец кривой Пеано $\Pi_{Ц}(i)$, построенной для траектории колебаний ЦМ отсека КА, содержится в области допустимого отклонения $\delta_{Ц}$.

Стоит отметить, что проверить решение на допустимость можно с помощью индекса пересечения (6) кривой и области допуска, который всегда будет чётным либо для малых колебаний имеет место $J(\Pi_{Ц}(i); \delta_{Ц}) = 0$.

Наконец, чтобы учесть монтажные зазоры между элементами БА, достаточно увеличить их габариты на величину зазоров h_m . Тогда вершины составленных конечных графов (4) контуров элемента БА лежат на рёбрах, являющихся средними линиями этих зазоров, по которым могут быть проложены кабельные линии минимальной длины.

Что касается учёта линий тока теплового поля в отсеке, то его можно реализовать на этапе выбора порядка размещения элементов БА, то есть сразу определить, какие виды оборудования технически могут находиться рядом, а какие нет, и задать допуск h_T .

Верификация моделей

Ниже приводится пример автоматизированной компоновки бортовой аппаратуры для КА ДЗЗ «Янтарь-2к». Рассмотрена компоновка системы электропитания (СЭП).

СЭП КА построена с использованием солнечных и аккумуляторных батарей (СБ и АБ). Она предназначена для питания бортовых систем КА во время предстартовой подготовки, на участке выведения, в орбитальном полёте и при спуске. Её действие рас-

пространяется на агрегатный отсек (АО), приборный отсек (ПО), спускаемый аппарат (СА) и спускаемые капсулы (СпК) [6]. Состав элементов СЭП указан в табл. 1.

Таблица 1. Состав системы электропитания

Наименование элемента	Обозначение элемента	Количество элементов	Место установки элемента
Панель солнечной батареи	ПСБ	2	АО
Буферная батарея	ББ	4	АО
Батарея специальных систем	БСС	1	АО
Блок питания потенциометров обратной связи	БПОС	1	АО
Блок коммутации системы электропитания	БК СЭП	1	ПО
Блок контроля источников питания	БКИП	1	ПО
Зарядный блок батареи специальной системы	ЗБС	1	ПО
Счётчик ампер-часов	САЧ	1	ПО
Резервная батарея	РБ	2	СА
Батарея спускаемого аппарата	БСА	1	СА
Блок измерения потребления	БИП	1	СА
Батарея спускаемой капсулы	БСК	2	СпК

Чтобы определиться с прокладкой кабельных линий, далее приводится описание функциональных взаимосвязей между элементами БА СЭП [6]:

1. СБ и ББ питают обеспечивающие системы КА на освещённых и затенённых участках орбиты и восполняют уровень зарядки ББ;

2. БКИП контролирует напряжение на шинах ББ и выдачу сигналов управления зарядно-разрядным режимом ББ;

3. САЧ контролирует и регистрирует текущий уровень заряда ББ;

4. БСС питает элементы БА по шинам спецсистем;

5. ЗБС преобразует энергию ББ и восполняет израсходованные ёмкости БСС, а также контролирует напряжение по шине спецсистем с выдачей сигналов управления режимами заряда-разряда БСС и формирует признаки работы БСС;

6. БК СЭП поддерживает электрическую связь источников ББ, БСС и образует выходные шины, обеспечивающие и специальные системы с общей плоской шиной, также управляет режимами заряда-разряда ББ, БСС и выдаёт в бортовую центральную вычислительную машину сформированные признаки работы системы по управляющим сигналам БКИП, САЧ, ЗБС;

7. РБ питает системы СА на участке спуска и после приземления;

8. БИП контролирует токи разряда РБ;

9. БСА, БСК, БПОС являются автономными источниками тока для питания систем СА, СпК и датчиков потенциометров обратной связи привода СБ соответственно.

СЭП КА построена с учётом разделения питания по цепям обеспечивающих систем и спецаппаратуры для исключения их взаимовлияния. Из табл. 1 видно, что элементы БА расположены в разных отсеках, поэтому плотность компоновки достигается только на уровне структурных групп, а между ними пространство заполняется элементами БА других систем КА, что видно на рис. 1, где представлена конструктивно-компоновочная схема СЭП.

Для данного набора элементов БА необходимо выполнить схему размещения, удовлетворяющую максимуму плотности компоновки с учётом функциональных, термодинамических, виброакустических и монтажных требований к отсекам. При этом

конструкция корпуса КА принимается неизменяющейся; проверяется условие на непересечение объектов. Контролируется допустимая центровка КА.

Основное назначение алгоритма – это нахождение компонентов вектора положения центра масс каждого прибора $r(\Gamma_i) = (x_i; y_i)^T$ и всей компоновки. В то же время сама матрично-топологическая модель предназначена для описания логики согласования компоновки с техническими требованиями и синтеза на основании этого уравнений, обеспечивающих допусковое решение. Габариты БА задаются векторами $(l_{xi}; l_{yi}; l_{zi})^T$. Каждому прибору присваивается относительная масса μ_i .

Сначала предлагается разделить пространство P внутри КА по отсекам, так что P_1 – АО, P_2 – ПО, P_3 – СА, P_4 – СпК. Тогда ПСР и РСР будут обозначаться соответственно через $A_{1,2,3,4}$ и $B_{1,2,3,4}$. Элементы набора элементов БА индексируются согласно табл. 2. Каждый из них имеет проекцию прямоугольника на плоскость чертежа, поэтому конечный граф (4) для всех каркасных моделей будет записываться одинаково:

$$\Gamma_i = \Gamma(4; 4); i = \overline{1, 18}.$$

Таблица 2. Индексация бортовой аппаратуры системы электропитания

i	Обозначение элемента	Количество элементов	i	Обозначение элемента	Количество элементов
1-2	ПСБ	2	11	ЗБС	1
3-6	ББ	4	12	САЧ	1
7	БСС	1	13-14	РБ	2
8	БПОС	1	15	БСА	1
9	БК СЭП	1	16	БИП	1
10	БКИП	1	17-18	БСК	2

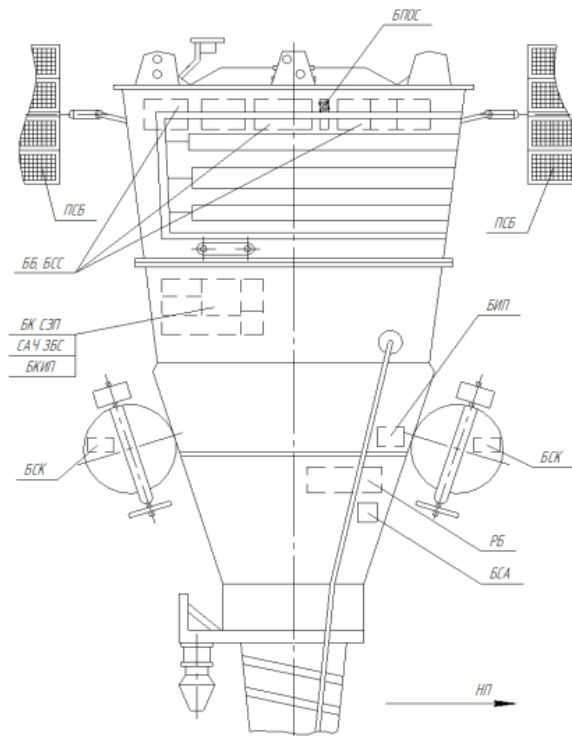


Рис. 1. Конструктивно-компоновочная схема системы электропитания КА ДЗЗ «Янтарь-2к» (НП – направление полёта)

Совместно с контурами проекций элементов БА учитываются зазоры, обеспечивающие возможность монтажа, поэтому их средние линии являются рёбрами графов Γ_i .

Далее фиксируется система уравнений изотопии компоновок:

$$\begin{cases} F_1[P_1(A_1)] = F_1^{-1}[P_1(B_1)], \\ F_2[P_2(A_2)] = F_2^{-1}[P_2(B_2)], \\ F_3[P_3(A_3)] = F_3^{-1}[P_3(B_3)], \\ F_4[P_4(A_4)] = F_4^{-1}[P_4(B_4)]. \end{cases}$$

Затем компоновочное решение находится отдельно для каждого отсека. Для АО считается, что находящиеся здесь элементы БА не имеют термодинамических ограничений на совместное размещение. Из описания функциональных взаимосвязей следует, что расстояние ρ между ПСБ должно быть максимальным для характерной площади сечения их размаха относительно корпуса КА, а между СБ и ББ оно должно быть минимальным. БПОС является автономным и не имеет конструктивных особенностей. При этом необходимо выдержать симметрию сборки и минимизировать отклонение ЦМ АО. Эти три условия можно представить в виде четырёх функциональных уравнений:

$$\begin{cases} \rho(\Gamma_1; \Gamma_2) = 2R_{AO}, \\ \rho(\Gamma_1; \Gamma_3) = \rho(\Gamma_2; \Gamma_6) \rightarrow \min, \\ \rho(\Gamma_3; \Gamma_4) = \rho(\Gamma_5; \Gamma_6) \rightarrow \min, \\ F_1[A_1(\Gamma_8)] = F_1^{-1}[B_1(\Gamma_8)]. \end{cases}$$

Тогда оптимальными будут следующие конструкторские действия: ПСБ разместить симметрично по наибольшему диаметру отсека $2R_{AO}$, также симметрично разместить по одному элементу ББ у каждой батареи, затем аналогично к ним присоединить по одной из оставшихся ББ. Для снижения отклонения ЦМ АО расстояние между полученной парой узлов следует приравнять к сумме габаритов БСС, БПОС и размеров под зазоры для монтажа. Все элементы БА выровнять по одной местной оси. Это решение можно описать гомеоморфным отображением набора первых восьми элементов БА в ПСР:

$$F_1 : \begin{cases} \rho(\Gamma_1; \Gamma_2) = 2R_{AO}, \\ \rho(\Gamma_1; \Gamma_3) = \rho(\Gamma_2; \Gamma_6), \\ \rho(\Gamma_3 + \Gamma_4) = \rho(\Gamma_5 + \Gamma_6), \\ \rho(\Gamma_7 + \Gamma_8) = \min \rho[(\Gamma_1 + \Gamma_3 + \Gamma_4); (\Gamma_5 + \Gamma_6 + \Gamma_2)]. \end{cases}$$

Результаты решения этой системы в развёрнутом виде описываются уравнениями:

$$\begin{aligned}
 r(\Gamma_1) &= (0; -R_{AO}), \\
 r(\Gamma_2) &= (0; R_{AO}), \\
 r(\Gamma_3) &= \left(0; -R_{AO} + \frac{l_{y1} + l_{y3}}{2} + h_m\right), \\
 r(\Gamma_4) &= \left(0; -R_{AO} + \frac{l_{y1} + l_{y4}}{2} + l_{y3} + h_m\right), \\
 r(\Gamma_5) &= \left(0; R_{AO} - \frac{l_{y2} + l_{y5}}{2} - l_{y6} - h_m\right), \\
 r(\Gamma_6) &= \left(0; R_{AO} - \frac{l_{y2} + l_{y6}}{2} - h_m\right), \\
 r(\Gamma_7) &= \left(0; -R_{AO} + \frac{l_{y1} + l_{y7}}{2} + l_{y3} + l_{y4} + h_m\right), \\
 r(\Gamma_8) &= \left(0; R_{AO} - \frac{l_{y2} + l_{y8}}{2} - l_{y5} - l_{y6} - h_m\right).
 \end{aligned}$$

Полученная компоновка описывается кривой Пеано (9) в виде полосы, соблюдающей условия центровки, а также непересечения (1) и (7):

$$\Pi_1(i) = \lim_{\delta_{\Pi} \rightarrow 0} \bigcup_{i=1}^8 \Gamma_i = \rho(\Gamma_1 + \Gamma_3 + \Gamma_4 + \Gamma_7 + \Gamma_8 + \Gamma_5 + \Gamma_6 + \Gamma_2) = 2R_{AO}.$$

В развёрнутом виде это уравнение плотной компоновки для проверки координат:

$$\sum_{i=1}^8 [l_{yi} + (i-1)h_m] = 2R_{AO}.$$

Собранный блок БА размещается симметрично продольной оси КА на расстоянии технологического допуска $x_{\text{тех}}$ с базированием по внешней поверхности донного среза корпуса отсека относительно расстояния от его центра масс до миделя $x(x_{\text{ЦМ}}^{AO}; x_{\text{дон}}^{AO})$:

$$\begin{cases} x_{B1} = x(x_{\text{ЦМ}}^{AO}; x_{\text{дон}}^{AO}) - x_{\text{тех}}, \\ y_{B1} = 0. \end{cases}$$

Для ПО также считается, что находящиеся здесь элементы БА не имеют термодинамических ограничений на совместное размещение. Из описания функциональных взаимосвязей следует, что БК СЭП, БКИП, ЗБС, САЧ сообщаются через шины, длина и, следовательно, масса которых должны быть минимальны, то есть компоновка должна быть максимально плотной. Это можно выразить функциональным уравнением

$$\Pi_2(9;10;11;12) \rightarrow \max.$$

Тогда гомеоморфное отображение будет иметь вид:

$$F_2 : [\rho(\Gamma_9; \Gamma_{10}) \quad \rho(\Gamma_9; \Gamma_{11}) \quad \rho(\Gamma_9; \Gamma_{12}) \quad \rho(\Gamma_{10}; \Gamma_{11}) \quad \rho(\Gamma_{10}; \Gamma_{12}) \quad \rho(\Gamma_{11}; \Gamma_{12})]^T \rightarrow \min .$$

Решение этой целевой функции в развёрнутом виде выглядит так:

$$\begin{aligned} r(\Gamma_9) &= \left(l_{x12} - \frac{l_{x9}}{2}; \quad l_{y12} + \frac{l_{y9}}{2} + h_m \right), \\ r(\Gamma_{10}) &= \left(l_{x12} - l_{x9} - \frac{l_{x10}}{2} - h_m; \quad l_{y12} + \frac{l_{y10}}{2} + h_m \right), \\ r(\Gamma_{11}) &= \left(l_{x10} + \frac{l_{x11}}{2} + h_m; \quad l_{y12} + l_{y9} + \frac{l_{y11}}{2} + 2h_m \right), \\ r(\Gamma_{12}) &= \left(\frac{l_{x12}}{2}; \quad \frac{l_{y12}}{2} \right). \end{aligned}$$

Решение достигается, если при конструировании каркасы элементов БА будут попарно соприкасаться хотя бы по двум рёбрам с уменьшением монтажных зазоров h_m . Полученная компоновка описывается кривой Пеано (9) в виде площади *Area* уникального графа, составленного из конечных графов моделей БА:

$$P_2(i) = \lim_{h_m \rightarrow 0} \bigcup_{i=9}^{12} \Gamma_i = Area(\Gamma_9 + \Gamma_{11} + \Gamma_{10} + \Gamma_{12}).$$

В развёрнутом виде это уравнение плотной компоновки для проверки координат:

$$(l_{x10} + l_{x12} + h_m)l_{y12} = (l_{x9} + l_{x11} + l_{x12} + 2h_m)(l_{y10} + l_{y11} + h_m) = \sum_{i=9}^{12} (l_{xi}l_{yi}) + \sum_{i=9}^{11} (l_{yi}h_m) + l_{x10}h_m.$$

Координаты установки данного блока приборов будут рассчитаны ниже.

Для СА нужно учитывать, что РБ выделяют тепло, в связи с чем кроме монтажного расстояния необходимо выдержать по контуру температурную границу h_T . Из описания функциональных взаимосвязей следует, что расстояние ρ между РБ и БИП должно быть одинаковым. При этом у образующей отсека большой угол наклона, а крепиться данный узел должен рядом с СпК, так как БИП взаимодействует с БСК и расстояние ρ между БИП и БСК нужно свести к минимуму. БСА и БСК являются автономными и не имеют конструктивных особенностей. Следовательно отдельное решение для P_4 можно не рассматривать. Эти четыре условия соответствуют четырём функциональным уравнениям:

$$\begin{cases} \rho(\Gamma_{13}; \Gamma_{16}) + h_T = \rho(\Gamma_{14}; \Gamma_{16}) + h_T \rightarrow \min, \\ \rho(\Gamma_{16}; \Gamma_{17}) \vee \rho(\Gamma_{16}; \Gamma_{18}) \rightarrow \min, \\ F_3[A_3(\Gamma_{15})] = F_3^{-1}[B_3(\Gamma_{15})], \\ F_4[A_4(\Gamma_{17})] = F_4[A_4(\Gamma_{18})] = F_4^{-1}[B_4(\Gamma_{17})] = F_4^{-1}[B_4(\Gamma_{18})]. \end{cases}$$

Тогда начать сборку можно от СпК, приняв её зафиксированной. Положение БИП подбирается таким образом, чтобы не было пересечения с отсеком СА. Далее располагаются РБ с учётом угла наклона γ образующей боковой поверхности отсека, а после них и БСА. Описанное гомеоморфное отображение имеет вид:

$$F_3 : \begin{cases} P_3 \supset [\{\Gamma_{17} \vee \Gamma_{18}\} + \Gamma_{16}] = \min \rho(\Gamma_{16}; P_4), \\ \rho(\{\Gamma_{13} \vee \Gamma_{14}\}) = \rho(\{\Gamma_{17} \vee \Gamma_{18}\} + \Gamma_{16} + h_T), \\ \rho(\Gamma_{15}) = \rho(\{\Gamma_{17} \vee \Gamma_{18}\} + \Gamma_{16} + h_T + \{\Gamma_{13} \vee \Gamma_{14}\} + h_T). \end{cases}$$

Базой для поиска координат являются точки узлов крепления подвесов СпК $(x_{CnK}; y_{CnK})^T$, которые имеют радиус R_{CnK} . Результаты решения составленной системы в развёрнутом виде следующие:

$$\left. \begin{cases} r(\Gamma_{13}) = \left(x_{CnK} + \frac{l_{x13} + l_{x16}}{2} + 2h_m + h_T; y_{CnK} - \frac{l_{y13}}{2} - \left(l_{x13} + \frac{l_{x16}}{2} + 2h_m + h_T \right) \operatorname{tg} \gamma - h_m - h_T \right), \\ r(\Gamma_{14}) = \left(x_{CnK} + \frac{l_{x13} + l_{x16}}{2} + 2h_m + h_T; -y_{CnK} + \frac{l_{y13}}{2} + \left(l_{x13} + \frac{l_{x16}}{2} + 2h_m + h_T \right) \operatorname{tg} \gamma + h_m + h_T \right), \\ r(\Gamma_{15}) = \left(x_{CnK} + l_{x13} + \frac{l_{x15} + l_{x16}}{2} + 3h_m + 2h_T; y_{CnK} - \frac{l_{y15}}{2} - \left(l_{x13} + l_{x15} + \frac{l_{x16}}{2} + 3h_m + 2h_T \right) \operatorname{tg} \gamma - h_m \right), \\ r(\Gamma_{16}) = \left(x_{CnK}; y_{CnK} - \frac{l_{y16}}{2} (1 + \operatorname{tg} \gamma) - h_m \right), \\ r(\Gamma_{17}) = \left(x_{CnK} + \frac{R_{CnK}}{2}; y_{CnK} + \frac{3R_{CnK}}{2} \right), \\ r(\Gamma_{18}) = \left(x_{CnK} + \frac{R_{CnK}}{2}; -y_{CnK} - \frac{3R_{CnK}}{2} \right). \end{cases} \right\}$$

Полученная компоновка описывается кривой Пеано (9) в виде ступенчатой касательной полосы к боковой стенке отсека l_{P3} , удовлетворяющей условиям непересечения (1) и (7):

$$\Pi_3(i) = \lim_{\rho(\Gamma_i; P_3) \rightarrow 0} \bigcup_{i=13}^{18} \Gamma_i = \rho(\{\Gamma_{17} \vee \Gamma_{18}\} + \Gamma_{16} + h_T + \{\Gamma_{13} \vee \Gamma_{14}\} + h_T + \Gamma_{15}) = \Pi_4(i) + l_{P3} \cos \gamma.$$

В развёрнутом виде это уравнение плотной компоновки для проверки координат:

$$x_{15} - x_{16} + x_{17} = l_{x13} + \frac{l_{x15} + l_{x16}}{2} + 3h_m + 2h_T + \frac{R_{CnK}}{2}.$$

В осях базовой системы координат КА этот блок имеет координаты:

$$\begin{cases} x_{B3} = x_{CnK} + \sum_{i=13}^{16} \mu_i x_i, \\ y_{B3} = y_{CnK} - \sum_{i=13}^{16} \mu_i y_i. \end{cases}$$

Далее производится размещение элементов БА АО на месте миделя сечения отсека, элементов БА СА вблизи одной из СпК и элементов БА ПО. Так создана РСР БА СЭП. Она описывается по точкам ЦМ графом $\Gamma_A = \Gamma(3;2)$ и не проходит по массово-центровочным ограничениям, поэтому её надо конвертировать. Для этого нужно Γ_A дополнить рёбрами-перемычками (5) в количестве $\bar{b}_B = 1$. Затем при зафиксированных компоновках БА в АО $\Pi_1(i)$ и СА $\Pi_3(i)$ выставить компоновку БА в ПО $\Pi_2(i)$ на равном расстоянии от них со смещением левее продольной оси КА X , как показано на рис. 2. При таком отображении не выполняется условие непересечения (1) со стенками отсеков, потому что индекс пересечения (6) не для всех вершин Γ_A равен $J(c_{\alpha AP}; P) = 1$. Также на рис. 2 показано, что все четыре точки имеют $J(c_{\alpha AP}; P) = 2$, то есть находятся вне корпуса КА. Чтобы это устранить, узел перемещается за счёт уменьшения расстояний до продольной оси КА $\rho(\Pi_2; X)$ и до АО $\rho(\Pi_2; \Pi_1)$. Кроме того, компоновку $\Pi_2(i)$ надо переориентировать, чтобы ЗБС, САЧ, БК СЭП размещались ближе в сторону ББ и БСС. В результате получаем компоновку рёбра модели которой соответствуют кабельным линиям минимальной длины. Она принимается за РСР, потому что обеспечивает максимум плотности компоновки при заданных функциональных, массово-центровочных, термодинамических, монтажных требованиях к отсекам. Это было сделано за два шага конвертации ПСР в РСР $t = 2$. В итоге общий гомеоморфизм имеет вид:

$$F : \left\{ (t=1) : \begin{cases} \text{fix}(\Pi_1), \\ \text{fix}(\Pi_3), \\ \rho(\Pi_1; \Pi_2) = \rho(\Pi_3; \Pi_2), \\ J[\rho(\Pi_3; \Pi_2); X] = 1, \end{cases} \Rightarrow (t=2) : \begin{cases} \rho(\Gamma_9; \Pi_1) \\ \rho(\Gamma_{11}; \Pi_1) \\ \rho(\Gamma_{12}; \Pi_1) \\ \rho(\Pi_2; \Pi_1) \\ \rho(\Pi_2; X) \end{cases} \rightarrow \min \right\}.$$

В этой системе на втором шаге конвертации первые три уравнения оператора служат для поворота блока приборов в положение, когда длина трассы БКС между БК СЭП, ЗБС, САЧ и первым блоком станет минимальной при их установке в ПО. Благодаря оставшимся двум уравнениям определяются координаты размещения этого блока БА:

$$\begin{cases} x_{B2} = H_{AO} + \sum_{i=9}^{12} \mu_i y_i + h_m, \\ y_{B2} = -R_{ПО} + \sum_{i=9}^{12} \mu_i x_i + (l_{y10} + l_{y11} + 2h_m) \text{tg} \gamma, \end{cases}$$

где H_{AO} – высота агрегатного отсека; $R_{ПО}$ – радиус приборного отсека.

Таким образом, РСР БА СЭП приобретает вид, показанный на рис. 2.

Также можно заметить, что РСР на рис. 2 тождественна конструктивно-компоновочной схеме, представленной на рис. 1, что позволяет считать найденное топологическим моделированием решение успешным.

Заключение

На основе результатов проведённого исследования представляется возможным создать специализированное программное обеспечение для автоматизированной компоновки БА. Совершенствования требует ядро модели – алгоритм, с помощью которого решается матрично-топологическая система уравнений относительно координат приборов. Изложенная концепция в терминах топологии требует дальнейшего расширения и обобщения на случай трёхмерного пространства. Она может быть формализована совместно с другими работами в данной области [7 – 12]. С практическими вопросами, которые возникают в ходе автоматизации процессов деятельности инженера-конструктора, можно ознакомиться в статьях [13 – 14].

Библиографический список

1. Беляков А.А., Шулепов А.И. Анализ схемы размещения бортовой аппаратуры на примере блока выведения «Волга» // Материалы Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VII Козловские чтения) (31 августа 2021 г., Самара). Самара: СамНЦ РАН, 2021. С. 64-73.
2. 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.
3. Куренков В.И., Салмин В.В., Прохоров А.Г. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского государственного аэрокосмического университета, 2007. 160 с.
4. Аншаков Г.П., Бирюк В.В., Васильев В.В., Салмин В.В. Численное моделирование теплового состояния на космическом аппарате «Фотон» // Труды V Всероссийской научно-технической конференции «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей» (5-7 октября 2004 г., Самара). Вып. 5. Самара: СГАУ, 2004. С. 9-16.
5. Болтянский В.Г., Ефремович В.А. Наглядная топология. М.: Наука, 1982. 160 с.
6. Атамасов В.Д., Беляев С.Г. Системы исполнительных органов космического аппарата «Янтарь»: учеб. пособие. СПб: БГТУ, 2013. 135 с.
7. Маркин Л.В., Корн Г.В., Куи Мин Хан, Е Вин Тун Дискретные модели геометрического моделирования компоновок авиационной техники // Труды МАИ. 2016. № 86. <https://trudymai.ru/published.php?ID=66465>
8. Бодрышев С.В. Методы пространственной компоновки на основе функциональных зависимостей эксплуатационных параметров. М.: МАИ, 2006. 167 с.
9. Пикулин С.А., Красилова Е.В. Применение топологической оптимизации при проектировании беспилотных космических аппаратов // Материалы XXII Международной научно-практической конференции «Решетнёвские чтения» (12-16 ноября 2018 г., Красноярск). Ч. 1. Красноярск: СибГУ им. М.Ф. Решетнёва, 2018. С. 48-49.
10. Беляков А.А., Шулепов А.И. Разработка алгоритма размещения грузов в отсеках транспортного космического аппарата // Вестник Амурского государственного

университета. Серия: Естественные и экономические науки. 2020. № 91. С. 19-30. DOI: 10.22250/jasu.4

11. Беляков А.А. Топологические методы описания геометрических моделей бортовой аппаратуры в задаче её размещения на борту космического аппарата // Труды XIII Общероссийской молодёжной научно-технической конференции «Молодёжь. Техника. Космос» (19-23 апреля 2021 г., Санкт-Петербург). Т. 1. СПб: БГТУ., 2021. С. 165-169.

12. Башин К.А., Торсунов Р.А., Семёнов С.В. Методы топологической оптимизации конструкций, применяющиеся в аэрокосмической отрасли // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2017. № 4 (51). С. 51-61. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.05

13. Мартынюк В.А., Ныннырова А.С. Стандарты проектирования при разработке геометрических моделей изделия // Интернет-журнал «Науковедение». 2016. Т. 8, № 6 (37). <http://naukovedenie.ru/PDF/125TVN616.pdf>

14. Беляков А.А., Шулёпов А.И. Проблемы реверс-инжиниринга космических аппаратов // Материалы XXV Международной научно-практической конференции «Решетнёвские чтения», посвящённой памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнёва (10-12 ноября 2021 г., Красноярск). Ч. 1. Красноярск: СибГУ им. М.Ф. Решетнёва, 2021. С. 8-9.

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

© 2022

A. A. Belyakov Student;
Institute of Aeronautical and Space Rocket Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
jake.dunn@inbox.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

The article presents the theoretical foundations of automated design of on-board equipment layout in spacecraft compartments in terms of topology. The purpose of the work is to create a flexible arrangement model that would allow solving the problem for any configuration of the structure, taking into account the engineering and operational restrictions imposed on the objects located in a limited space. The technology is formalized according to the methods of the foundations of topology and in this work is demonstrated for a two-dimensional case by comparing it with a reference design-layout scheme. The functional, installation, dimensional, thermal, vibroacoustic requirements are taken into account with the mass-centering restrictions of the layout. In the course of the study, a new approach to describing the design process of assembling on-board equipment was obtained, which can be fully digitized and then integrated into known computer-aided design systems. It has been verified using the example of the power supply system of the “Yantar-2k” spacecraft.

Spacecraft; on-board equipment; topology; space vehicle compartment; arrangement scheme; equipment layout; product design in mechanical engineering

Citation: 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.
DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-7-24

References

1. Belyakov A.A., Shulepov A.I. Analysis of on-board equipment layout on example of rocket stage «Volga». *Materialy Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aktual'nye Problemy Raketno-kosmicheskoy Tekhniki» (VII Kozlovskie Chteniya) (August, 31, 2021, Samara)*. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2021. P. 64-73. (In Russ.)
2. 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.)
3. Kurenkov V.I., Salmin V.V., Prokhorov A.G. *Metodika vybora osnovnykh proektnykh kharakteristik i konstruktivnogo oblika kosmicheskikh apparatov nablyudeniya: ucheb. posobie* [Methodology of choosing general design characteristics and design concept of observation spacecraft: Study guide]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2007. 160 p.
4. Anshakov G.P., Biryuk V.V., Vasil'ev V.V., Salmin V.V. Chislennoe modelirovanie teplovogo sostoyaniya na kosmicheskom apparate «Foton». *Trudy V Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Pratsessy Goreniya, Teploobmena i Ekologiya Teplovykh Dvigatelye» (October, 5-7, 2004, Samara)*. Iss. 5. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2004. P. 9-16. (In Russ.)
5. Boltyanskiy V.G., Efremovich V.A. *Naglyadnaya topologiya* [Intuitive topology]. Moscow: Nauka Publ., 1982. 160 p.
6. Atamasov V.D., Belyaev S.G. *Sistemy ispolnitel'nykh organov kosmicheskogo apparata «Yantar'»: ucheb. posobie* [Systems of effectors of «Yantar» spacecraft: study guide]. SPb: Baltic State Technical University Publ., 2013. 135 p.
7. Markin L.V., Korn G.V., Kyi Mi Han., E Vin Tun Discrete models of aircraft equipment layout geometric modeling. *Trudy MAI*. 2016. No. 86. (In Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=66465>
8. Bodryshev S.V. *Metody prostranstvennoy komponovki na osnove funktsional'nykh zavisimostey ekspluatatsionnykh parametrov* [Methods of spatial arrangement based on functional relationship of operating parameters]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2006. 167 p.
9. Pikulin S.A., Krasilova E.V. Usage of topology optimization in the design of unmanned spacecrafts. *Materialy XXII Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii «Reshetnevskie Chteniya» (November, 12-16, 2018, Krasnoyarsk)*. Part 1. Krasnoyarsk: Reshetnev Siberian State University Publ., 2018. P. 48-49. (In Russ.)
10. Belyakov A.A., Shulepov A.I. Development of algorithm of load distribution in cargo modules of space transportation vehicle. *Vestnik Amurskogo Gosudarstvennogo Universiteta. Seriya: Estestvennye i Ekonomicheskie Nauki*. 2020. No. 91. P. 19-30. (In Russ.). DOI: 10.22250/jasu.4
11. Belyakov A.A. Topologicheskie metody opisaniya geometricheskikh modeley bortovoy apparatury v zadache ee razmeshcheniya na bortu kosmicheskogo apparata. *Trudy XIII Obshcherossiyskoy molodezhnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Molodezh'. Tekhnika. Kosmos» (April, 19-23, 2021, Saint Petersburg)*. V. 1. SPb: Baltic State Technical University Publ., 2021. P. 165-169. (In Russ.)
12. Bashin K.A., Torsunov R.A., Semenov S.V. Topology optimization methods in aerospace industry. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2017. No. 51. P. 51-61. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.05
13. Martynyuk V.A., Nynnyrova A.S. Design standards for working out geometric models of products. *Internet Journal «Naukovedenie»*. 2016. V. 8, no. 6 (37). Available at: <http://naukovedenie.ru/PDF/125TVN616.pdf>

14. Belyakov A.A., Shulepov A.I. Problems of spacecraft reverse engineering practice. *Materialy XXV Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii «Reshetnevskie Chteniya», posvyashchennoy pamyati general'nogo konstruktora raketno-kosmicheskikh sistem akademika M.F. Reshetneva (November, 10-12, 2021, Krasnoyarsk). Part 1.* Krasnoyarsk: Reshetnev Siberian State University Publ., 2021. P. 8-9. (In Russ.)

РАСЧЁТ ПЕРЕЛЁТОВ С ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКИХ ОРБИТ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2022

А. А. Кветкин инженер;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
emancipee163@yandex.ru

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

Представлены решения задачи выбора перелётов космического аппарата с высокоэллиптических орбит на геостационарную орбиту с использованием стационарного плазменного двигателя и задачи оптимального изменения большой полуоси, эксцентриситета и наклона, минимизирующего невязки по этим элементам с применением локально-оптимального закона управления, обеспечивающего совместное изменение этих параметров. Приведён алгоритм определения весовых коэффициентов, обеспечивающий одновременность выполнения граничных условий по большой полуоси, эксцентриситету и наклону. Представлены результаты численного моделирования по результатам оптимизации перелётов спутника связи с высокоэллиптической орбиты на геостационарную. По результатам проведения численного моделирования построены графики зависимости параметров орбиты от времени. По результатам полученных данных делается вывод о возможности применения схемы совместного изменения параметров орбиты.

Стационарный плазменный двигатель; электрореактивная двигательная установка; геостационарная орбита; динамическая оптимизация параметров орбиты; весовые коэффициенты

Цитирование: Кветкин А.А., Колесов А.В. Расчёт перелётов с высокоэллиптических орбит на геостационарную с использованием стационарного плазменного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 4. С. 25-32. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-25-32

Введение

В задачах оптимизации космических манёвров основными критериями оптимальности являются масса полезной нагрузки и продолжительность перелёта. При выборе баллистических схем перелётов приходится искать компромисс между этими критериями. Электрореактивные двигатели (ЭРД) малой тяги, такие как стационарные плазменные двигатели, использующие принцип ускорения заряженных частиц рабочего тела в электростатических или электромагнитных полях, обладают высокой скоростью истечения рабочего тела (15...30 км/с), что обеспечивает существенно меньший расход рабочего тела по сравнению с двигателем на химическом топливе. Однако для космических систем с двигателем малой тяги реактивное ускорение составляет всего 0,1...10 мм/с², поэтому манёвры с малой тягой в «сильных» гравитационных полях достаточно продолжительны и занимают от нескольких недель до нескольких месяцев [1 – 4]. В статье предлагается решение задачи перевода спутника связи с высокоэллиптической орбиты на геостационарную орбиту (ГСО) при помощи стационарного плазменного двигателя СПД-140Д.

Задача динамической оптимизации параметров орбиты

Если рассматривать тягу при космических маневрах как возмущающую силу, то движение космического аппарата (КА) можно описать уравнениями Ньютона теории возмущённого движения. Такая система уравнений позволяет определить качественный характер переключения компонента вектора тяги при управлении параметрами орбиты (большой полуоси A , эксцентриситета e и наклона i) [5; 6].

В работе [4] сформулирована задача об оптимальном изменении параметров орбиты A, e, i , минимизирующем невязки по этим элементам, а также найден локально-оптимальный закон управления, обеспечивающий совместное изменение этих параметров.

В качестве математической модели движения КА с электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ) выбирается система дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах:

$$\begin{cases} \frac{dA}{dt} = \frac{2p}{(1-e)^2} \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[e \sin \vartheta \cdot S + (1 + e \cos \vartheta) \cdot T \right], \\ \frac{de}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[\sin \vartheta \cdot S + \frac{e \cos^2 \vartheta + 2 \cos \vartheta + e}{1 + e \cos \vartheta} \cdot T \right], \\ \frac{di}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot \frac{\cos u}{1 + e \cos \vartheta} W, \\ \frac{d\omega}{dt} = \frac{1}{e} \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[-\cos \vartheta \cdot S + \frac{\sin \vartheta (2 + e \cos \vartheta)}{1 + e \cos \vartheta} T - \frac{e \sin u \cdot \text{ctgi} \cdot W}{1 + e \cos \vartheta} \right], \\ \frac{d\Omega}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot \frac{\sin u}{\sin i (1 + e \cos \vartheta)} W, \\ \frac{du}{dt} = \frac{\sqrt{\mu p}}{p^2} \left[(1 + e \cos \vartheta)^2 - \frac{p^2}{(1 + e \cos \vartheta) \mu} \text{ctgi} \cdot \sin u \cdot W \right], \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \frac{(1 + e \cdot \cos \vartheta)}{p} \sqrt{\frac{\mu}{p}}, \end{cases}$$

где $p = A(1 - e^2)$ – фокальный параметр; $\vartheta = u - \omega$ – истинная аномалия; e – эксцентриситет; ω – угловое расстояние перицентра от узла; Ω – долгота восходящего узла; i – наклонение орбиты; τ – время прохождения через перицентр; t – время; ϑ – истинная аномалия; u – аргумент широты; S, T, W – проекции реактивного ускорения на направление радиуса-вектора, на перпендикулярное к нему направление в плоскости орбиты и на перпендикулярное направление к плоскости орбиты; $\mu = f \cdot M$ – произведение гравитационной константы на массу притягивающего центра.

За счёт подбора значений соответствующих весовых коэффициентов можно контролировать скорость изменения элементов орбиты и добиться одновременности выполнения конечных условий.

Приведём алгоритм определения этих весовых коэффициентов $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$, обеспечивающий одновременность выполнения граничных условий по большой полуоси, эксцентриситету и наклонению соответственно.

1. В первом приближении принимаем $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_3 \cong 0,333$.
2. Определяем средние скорости изменения параметров орбиты за виток:

$$V_A^{cp} = \frac{1}{t_\kappa - t_0} \int_{t_0}^{t_\kappa} \left| \frac{dA}{dt} \right| dt,$$

$$V_e^{cp} = \frac{1}{t_\kappa - t_0} \int_{t_0}^{t_\kappa} \left| \frac{de}{dt} \right| dt,$$

$$V_i^{cp} = \frac{1}{t_\kappa - t_0} \int_{t_0}^{t_\kappa} \left| \frac{di}{dt} \right| dt,$$

где V_A^{cp} – средняя скорость изменения большой полуоси за виток; V_e^{cp} – средняя скорость изменения эксцентриситета за виток; V_i^{cp} – средняя скорость изменения наклона орбиты за виток; $t_\kappa - t_0 = t^*$ – время одного витка.

3. Определяем требуемые максимальные скорости изменения параметров орбиты V_A, V_e, V_i за то же время t^* :

$$V_A = \frac{|A_0 - A_\kappa|}{t^*},$$

$$V_e = \frac{e_0 - e_\kappa}{t^*},$$

$$V_i = \frac{i_0 - i_\kappa}{t^*},$$

где A_0, e_0, i_0 – начальные значения параметров орбиты; A^*, e^*, i^* – значения параметров орбиты на момент времени $t = t^*$; $A_\kappa, e_\kappa, i_\kappa$ – конечные значения параметров орбиты.

4. Определяем коэффициенты K_A, K_e, K_i параметров орбиты, показывающие во сколько раз нужно изменить весовые коэффициенты $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$, чтобы обеспечить одновременность выполнения граничных условий:

$$K_A = \alpha_1 \frac{V_A}{V_A^{cp}},$$

$$K_e = \alpha_2 \frac{V_e}{V_e^{cp}},$$

$$K_i = \alpha_3 \frac{V_i}{V_i^{cp}}.$$

5. Находим новые значения весовых коэффициентов:

$$\alpha_1 = \frac{K_A}{K_A + K_e + K_i},$$

$$\alpha_2 = \frac{K_e}{K_A + K_e + K_i},$$

$$\alpha_3 = \frac{K_i}{K_A + K_e + K_i}.$$

Для приведения большой полуоси, эксцентриситета и наклона к их конечным значениям за один и тот же интервал времени необходимо варьировать весовые коэффициенты во внутреннем итерационном цикле.

Частная задача по перелёту спутника связи с электрореактивной двигательной установкой

Описанное в предыдущей части решение задачи динамической оптимизации было применено к решению задачи перелёта спутника связи с электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ) с высокоэллиптической орбиты на геостационарную орбиту (ГСО). Исходные данные приведены в табл. 1.

Таблица 1. Исходные данные к решению задачи перелёта спутника связи с электрореактивной двигательной установкой с высокоэллиптической орбиты на геостационарную орбиту

Высота перигея, $H_{\text{П}}$, км	Высота апогея, $H_{\text{А}}$, км	Наклонение орбиты, i , град	Стартовая масса, m_0 , кг	Масса топлива, $m_{\text{Т}}^{\text{ЭРДУ}}$, кг	Сухая масса спутника, $m_{\text{сух}}$, кг	Тяга двигателя, P , мН	Удельный импульс, $I_{\text{уд}}$, с	Мощность энергоустановки, $m_{\text{ЭУ}}^{\text{ЭРДУ}}$, кВт
200	63000	51,7	6330	994,3	5335,7	1450	1750	22,5

Для расчёта перелёта спутника связи с ЭРДУ с высокоэллиптической орбиты на ГСО был создан программный комплекс. По результатам расчётов, ориентируясь на минимальное время перелёта (используя 5 стационарных плазменных двигателей СПД-140Д), время перелёта составило 136,25 суток. Время достижения необходимого значения каждого параметра орбиты приведено в табл. 2. Траектория пространственного движения спутника связи с высокоэллиптической орбиты на ГСО приведена на рис. 1 [4].

Таблица 2. Конечные параметры орбиты

Параметр орбиты	Необходимое значение параметра орбиты	Время достижения параметром необходимого значения, сут.
e	0,001	136,25
i , град.	0,001	135,50
A , км	35786	135,40

Разное время достижения параметрами орбиты необходимого значения обусловлено тем, что необходимо последовательное управление, в котором нужно очень точно подобрать весовые коэффициенты. Так как в данной задаче разница времени достижения параметрами необходимого значения минимальна, последовательное управление не требуется.

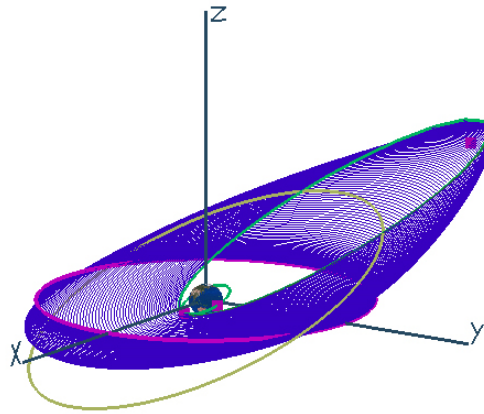


Рис. 1. Траектория пространственного движения КА

В результате моделирования получены зависимости наклона орбиты, размера большой полуоси, радиуса перигея и эксцентриситета орбиты от времени, графически представленные на рис. 2 – 5.

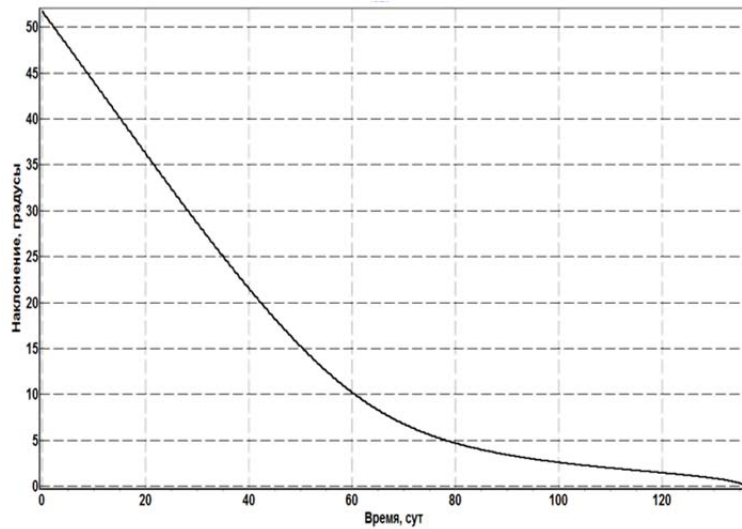


Рис. 2. Зависимость наклона орбиты от времени

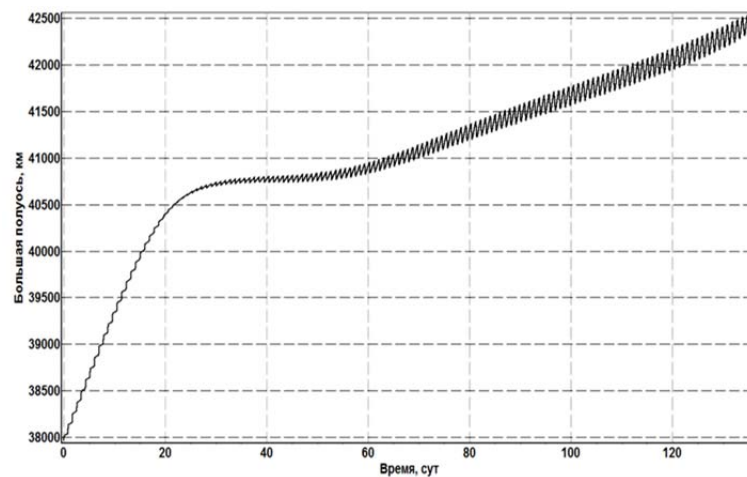


Рис. 3. Зависимость большой полуоси орбиты от времени

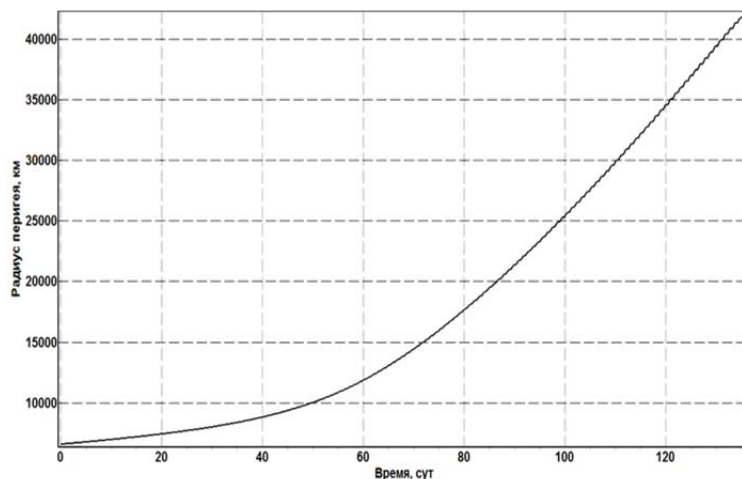


Рис. 4. Зависимость радиуса перигея орбиты от времени

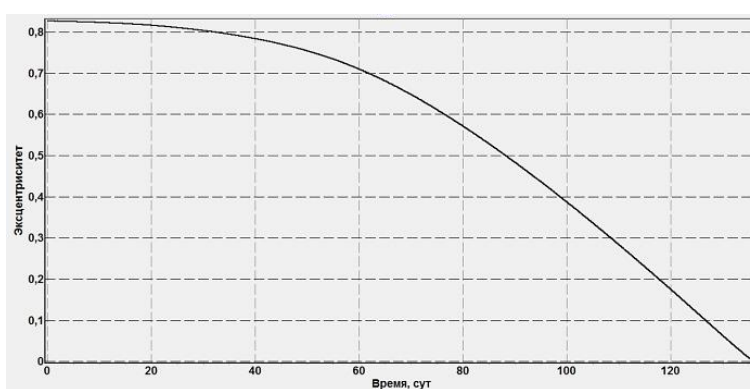


Рис. 5. Зависимость эксцентриситета орбиты от времени

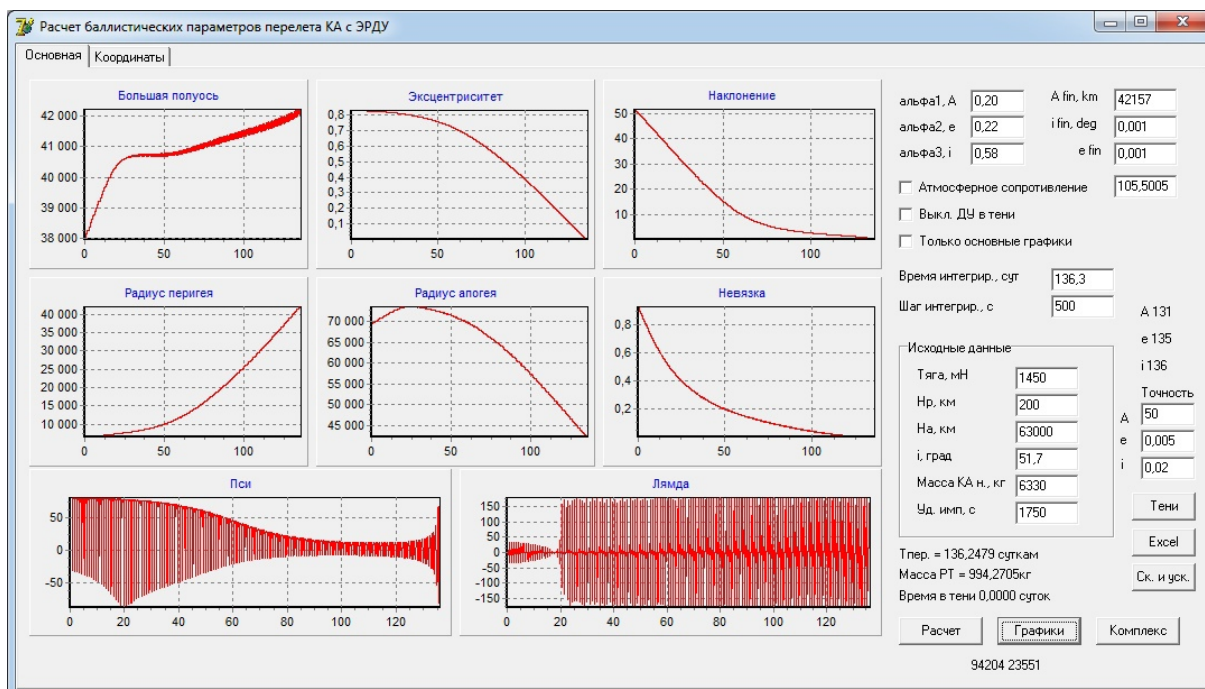


Рис. 6. Главный вид окна программного комплекса

В главном окне разработанного программного комплекса (рис. 6) производится занесение параметров начальной и конечной орбит, характеристик электрореактивной двигательной установки, указывается начальная масса космического аппарата. Кроме того, необходимо задать требования к точности достижения орбитальных параметров своих конечных значений, что, в свою очередь, является условием окончания участка выведения и попадание в область параметров целевой орбиты Q . Вводятся безразмерные коэффициенты $\alpha_A, \alpha_i, \alpha_e$, которые определяют одновременность достижения параметров орбиты своих конечных значений. Коэффициенты могут быть заданы как вручную, так и вычисляться автоматически.

Моделирование показало, что производная функционала не меняет свой знак, а сам функционал монотонно убывает до нуля, минимизируя невязки по большой полуоси, эксцентриситету и наклонению орбиты.

Вышеописанное решение совместного изменения элементов орбиты является простым в использовании, даёт нижнюю оценку продолжительности перелёта и обеспечивает достаточную точность.

Заключение

Приведён способ решения задачи оптимизации параметров перелёта при выведении КА на геостационарную орбиту при помощи стационарного плазменного двигателя. Создан программный комплекс для расчёта перелёта космического аппарата с высокоэллиптических орбит на геостационарную орбиту. Получены расчёты перелёта спутника связи с высокоэллиптической на геостационарную орбиту с использованием стационарного плазменного двигателя.

Авторы благодарят научного руководителя профессора Салмина В. В. за внимание к работе, помощь и поддержку.

Библиографический список

1. Космическая техника / под ред. Г. Сейферта. М.: Наука, 1964. 727 с.
2. Гродзовский Г.Л., Иванов Ю.Н., Токарев В.В. Механика космического полёта. Проблемы оптимизации. М.: Наука, 1975. 702 с.
3. Ишков С.А., Салмин В.В. Оптимизация траекторий и параметров межорбитальных транспортных аппаратов с двигателями малой тяги // Космические исследования. 1989. Т. 27, № 1. С. 42-53.
4. Салмин В.В., Петрухина К.В., Кветкин А.А. Расчёт приближённо-оптимальных перелётов космического аппарата с двигателями малой тяги с высокоэллиптической на геостационарную орбиту // Космическая техника и технологии. 2019. № 4 (27). С. 94-108. DOI: 10.33950/spacetechn-2308-7625-2019-4-94-108
5. Моисеев Н.Н. Элементы теории оптимальных систем. М.: Наука, 1975. 528 с.
6. Попович П.Р., Скребушевский Б.С. Баллистическое проектирование космических систем. М.: Машиностроение, 1987. 240 с.

CALCULATION OF OPTIMUM TRANSFERS FROM HIGH-ELLIPTIC ORBITS TO GEOSTATIONARY ORBITS USING A STATIONARY PLASMA ENGINE

© 2022

A. A. Kvetkin Engineer;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
emancipee163@yandex.ru

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

The paper presents solutions of the problem of choosing flights of a spacecraft from high elliptic orbits to a geostationary orbit using a stationary plasma engine. The problem of optimal variation of the semi-major axis, eccentricity and inclination, minimizing the discrepancies in these elements with the use of a locally optimal control law that ensures a joint change of these parameters is also solved. An algorithm for determining the weighting coefficients is given; the algorithm ensures simultaneous fulfillment of boundary conditions for the semi-major axis, eccentricity and inclination is given. The results of numerical simulation based on the results of optimization of flights of a communication satellite from a highly elliptical orbit to the geostationary orbit are presented. Based on the results of numerical simulation, plots of the orbit parameters against time are constructed. The results of the data obtained make it possible to draw a conclusion about the possibility of applying a scheme of joint changes in the orbit parameters.

Stationary plasma engine; electric propulsion system; geostationary orbit; dynamic optimization of orbit parameters; weight coefficients

Citation: Kvetkin A.A., Kolesov A.V. Calculation of optimum transfers from high-elliptic orbits to geostationary orbits using a stationary plasma engine. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 4. P. 25-32. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-25-32

References

1. Space technology / ed. by H.S. Seifert. New York: Jon Wiley and Sons, 1959. 750 p.
2. Grodzovskiy G.L., Ivanov Yu.N., Tokarev V.V. *Mekhanika kosmicheskogo poleta. Problemy optimizatsii* [Space flight mechanics. Optimization problems]. Moscow: Nauka Publ., 1975. 702 p.
3. Ishkov S.A., Salmin V.V. Optimization of trajectories and parameters of interorbital transport vehicles with low thrust engines. *Cosmic Research*. 1989. V. 27, Iss. 1. P. 42-53. (In Russ.)
4. Salmin V.V., Petrukhina K.V., Kvetkin A.A. Calculation of suboptimal high-elliptical orbit to geostationary orbit transfers for spacecraft with low thrusters. *Space Engineering and Technology*. 2019. No. 4 (27). P. 94-108. (In Russ.). DOI: 10.33950/spacetech-2308-7625-2019-4-94-108
5. Moiseev N.N. *Elementy teorii optimal'nykh sistem* [Elements of the theory of optimal systems]. Moscow: Nauka Publ., 1975. 528 p.
6. Popovich P.R., Skrebushevskiy B.S. *Ballisticheskoe proektirovanie kosmicheskikh sistem* [Ballistic design of space systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1987. 240 p.

МЕТОДИКА ТЕПЛООВОГО РАСЧЁТА ТЕПЛООБМЕННОГО АППАРАТА ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ ВОЗДУХА ПЕРЕД КОМПРЕССОРОМ ДВИГАТЕЛЯ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЁТА

© 2022

С. Л. Панченко кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
psl84@mail.ru

Т. В. Грасько кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных двигателей;
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж;
grasko83@mail.ru

Обоснована возможность применения для двигателей воздушно-космических самолётов криогенного топлива, в частности водорода, обладающего более высокими энергетическими свойствами по сравнению с авиационным керосином. Доказана необходимость охлаждения воздуха перед входом в двигатель при высоких скоростях полёта летательного аппарата. Предложена конструкция теплообменного аппарата для охлаждения воздуха, поступающего на вход в компрессор, и разработана методика его теплового расчёта, необходимого при проектировании конструктивно-компоновочной схемы силовой установки воздушно-космического самолёта.

Тепловой расчёт; теплообменный аппарат; охлаждение воздуха; компрессор; двигатель; воздушно-космический самолёт

Цитирование: Панченко С.Л., Грасько Т.В. Методика теплового расчёта теплообменного аппарата для охлаждения воздуха перед компрессором двигателя воздушно-космического самолёта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 4. С. 33-43.
DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-33-43

Введение

В настоящее время спектр задач, решаемых современными боевыми летательными аппаратами, расширяется. Они используются не только при решении задач в воздухе, но и в воздушно-космическом пространстве. При этом использование в силовых установках истребителей турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой сгорания (ТРДДФ), работающих на авиационном керосине, является проблематичным или невозможным. Это связано с тем, что использовать воздушно-реактивные двигатели данного типа возможно в ограниченных пределах по высоте полёта (H) и числу Маха (M). Из рис. 1 видно, что предел применения ТРДДФ, работающих на керосине, ограничивается числом M более 3. В области высоких скоростей полёта ($M > 4$) в результате аэродинамического нагрева происходит увеличение температуры конструкции летательного аппарата до 500...1000 °С (773...1273 К) [1]. Это приводит к превышению предела термической стабильности углеводородного топлива и началу его деструкции, что приводит к отказу системы топливопитания; использование обычного авиационного керосина в данном случае представляет большие проблемы.

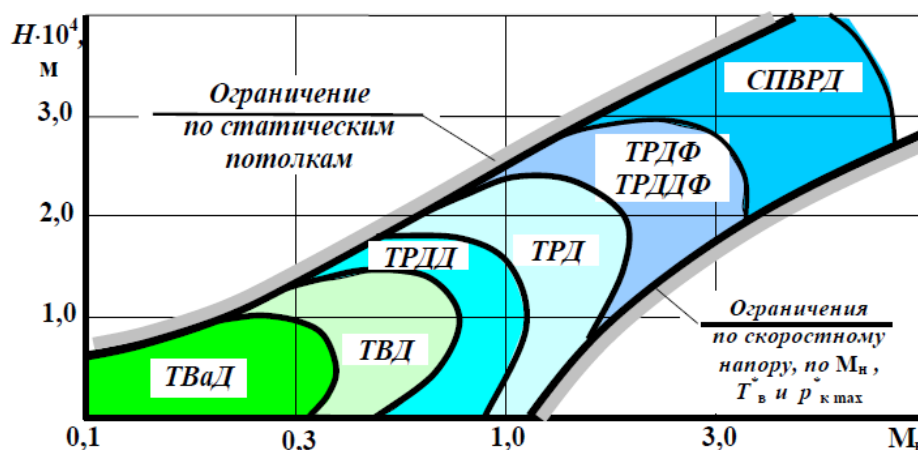


Рис. 1. Диапазон применения авиационных силовых установок с воздушно-реактивными двигателями

Для летательных аппаратов, выполняющих задачу в воздушно-космическом пространстве, необходимы силовые установки с другими типами двигателей, например, сверхзвуковыми прямоточными воздушно-реактивными двигателями (СПВРД) или ракетно-турбинными двигателями (РТД). Что касается топлива для данных двигателей, вышеизложенные факты уже давно привели к поискам альтернативы авиационному керосину. Одним из видов такой альтернативы является водород, который обладает улучшенными энергетическими показателями по сравнению с авиационным керосином [2]. Сравнительная характеристика энергетических показателей водорода и авиационного керосина приведена в табл. 1.

Таблица 1. Сравнительная характеристика показателей водорода и авиационного керосина

Название и размерность параметра	Водород	Авиационный керосин
Плотность жидкого топлива, кг/м ³ (при температуре, К)	70,8 (20,3)	775...840 (293)
Плотность газа (пара), кг/м ³ (при температуре 293 К и давлении 101325 Па)	0,0846	7,0
Температура кипения, К	20,3	400...590
Теплотворная способность (низшая теплота сгорания), МДж/кг	120	42,9...43,3
Теплота парообразования при температуре кипения, Дж/кг	457	260...280
Удельная газовая постоянная, Дж/(кг·К)	4124,4	42,6...56,8
Хладоресурс (кДж/кг) (при нагреве до температуры, К)	13030 (923)	1330...1370 (623)

Из табл. 1 видно, что водород обладает высокими по сравнению с авиационным керосином энергетическими показателями, в частности, теплотворной способностью, теплотой парообразования, удельной газовой постоянной и хладоресурсом.

Большее значение удельной газовой постоянной, которая, как известно, равна работе 1 кг газа при изменении его температуры на 1 К в условиях постоянного давления [3], даёт возможность применить водород не только как топливо, но и как рабочее тело для пароводородной турбины, что позволит полностью использовать тепловую энергию, полученную при сгорании топлива для создания реактивной силы тяги.

Высокое значение хладоресурса позволяет использовать водородное топливо для охлаждения воздуха на входе в двигатель (перед компрессором) и элементов горячей части двигателя. Однако в газообразном состоянии водород имеет малую плотность, поэтому его выгоднее использовать в сжиженном состоянии при охлаждении до криогенных температур. Сжиженный водород имеет низкую температуру кипения (около

20,3 К) и большое давление. Это приводит к необходимости создания хорошо теплоизолированных и герметичных баков и топливной системы в целом.

В СССР, в конструкторском бюро Туполева, велись работы над созданием самолёта, который может работать на жидком водороде. Так, на базе самолета Ту-154 была построена летающая лаборатория, лётные испытания которой начались более 30 лет назад. В качестве топлива применялся жидкий водород, на котором работал двигатель НК-89, размещённый в мотогондole с правой стороны и заменённый в дальнейшем на экспериментальный двигатель НК-88. Было проведено 5 полётов, первый состоялся в апреле 1988 года [4]. Полёты доказали возможность применения в авиации криогенных топлив, в частности, водорода. Кроме этого, под руководством В.М. Мясищева осуществлялись подобные разработки уже в воздушно-космической отрасли. Предполагалось создание перспективного воздушно-космического самолета М-19 с комбинированной силовой установкой на водородном топливе [2].

В статье предлагается методика расчёта теплообменного аппарата, необходимого для охлаждения водородом воздуха, поступающего на вход в двигатель (перед компрессором) при больших числах M полёта.

Постановка задачи

Установка теплообменного аппарата в канале воздухозаборника воздушно-космического самолёта обусловлена необходимостью охлаждения воздуха перед компрессором, поскольку при $M > 4...5$ происходит его нагрев. Например, температура воздуха на входе в двигатель при $M = 5$ в параметрах заторможенного потока составляет 1250 К [2], что близко к значению температур процессов в камере сгорания. Известно [5; 6], что полезная работа воздушно-реактивного двигателя и его КПД зависят от степени повышения давления воздуха в компрессоре (π_k^*). При этом символ «*» означает, что характеристики даются в параметрах заторможенного потока.

При $\pi_k^* = 1$ работа термодинамического цикла равна нулю. Учитывая, что процесс повышения давления в компрессоре является политропным, для данного процесса можно, с учётом определения степени повышения давления, записать следующее выражение [5; 6]:

$$\pi_k^* = \frac{p_k^*}{p_b^*} = \left(\frac{T_k^*}{T_b^*} \right)^{\frac{n}{n-1}}, \quad (1)$$

где π_k^* – степень повышения давления в компрессоре; p_b^*, p_k^* – давление воздуха на входе и за компрессором соответственно, Па; T_b^*, T_k^* – температура воздуха на входе и за компрессором соответственно, К; n – показатель политропы, для воздуха $n \approx 1,5$.

Характеристики, входящие в выражение (1), даются в параметрах заторможенного потока.

Из (1) видно, что при значении температуры воздуха на входе в компрессор T_b , близком к значению температуры за компрессором T_k (это происходит при больших числах M полёта), значение степени повышения давления приближается к единице. Но при $\pi_k^* = 1$ работа цикла воздушно-реактивного двигателя становится равной нулю и двигатель «вырождается». Поэтому температуру T_b необходимо снижать, производя охлаждение воздуха. Данное охлаждение обеспечивает возрастание степени повышения давле-

ния в компрессоре, чем достигается увеличение полезной работы и улучшение термодинамического цикла, а также обеспечивается защита конструкции самого компрессора от высоких температур, что особенно важно при длительном полёте с числами $M > 4 \dots 5$ [2].

Охлаждение воздуха в канале воздухозаборника осуществляется за счёт хладоресурса жидкого водорода, при этом он кипит, отнимая теплоту от воздуха, и меняет своё агрегатное состояние с жидкого на газообразное. В дальнейшем энергия водорода перед подачей его в камеру сгорания может быть использована для работы пароводородной турбины.

Самым простым типом теплообменного аппарата для охлаждения воздуха в канале воздухозаборника является теплообменник витой конструкции (рис. 2).

Аппарат представляет собой трубу, закрученную в спираль с определённым шагом s между витками. При этом витая труба 1 теплообменника навита наружной поверхностью на внутреннюю поверхность стенки корпуса воздухозаборника 2 в виде спирали (змеевика). При этом диаметр змеевика D примерно равен внутреннему диаметру корпуса воздухозаборника. Жидкий водород из топливной системы подаётся в витую трубу теплообменника в направлении, противоположном движению воздуха, водород кипит внутри трубы, охлаждая её стенку, после чего выходит из теплообменника в газообразном состоянии. При этом воздух, проходящий по воздухозаборнику и обтекающий снаружи витую трубу теплообменника, охлаждается.

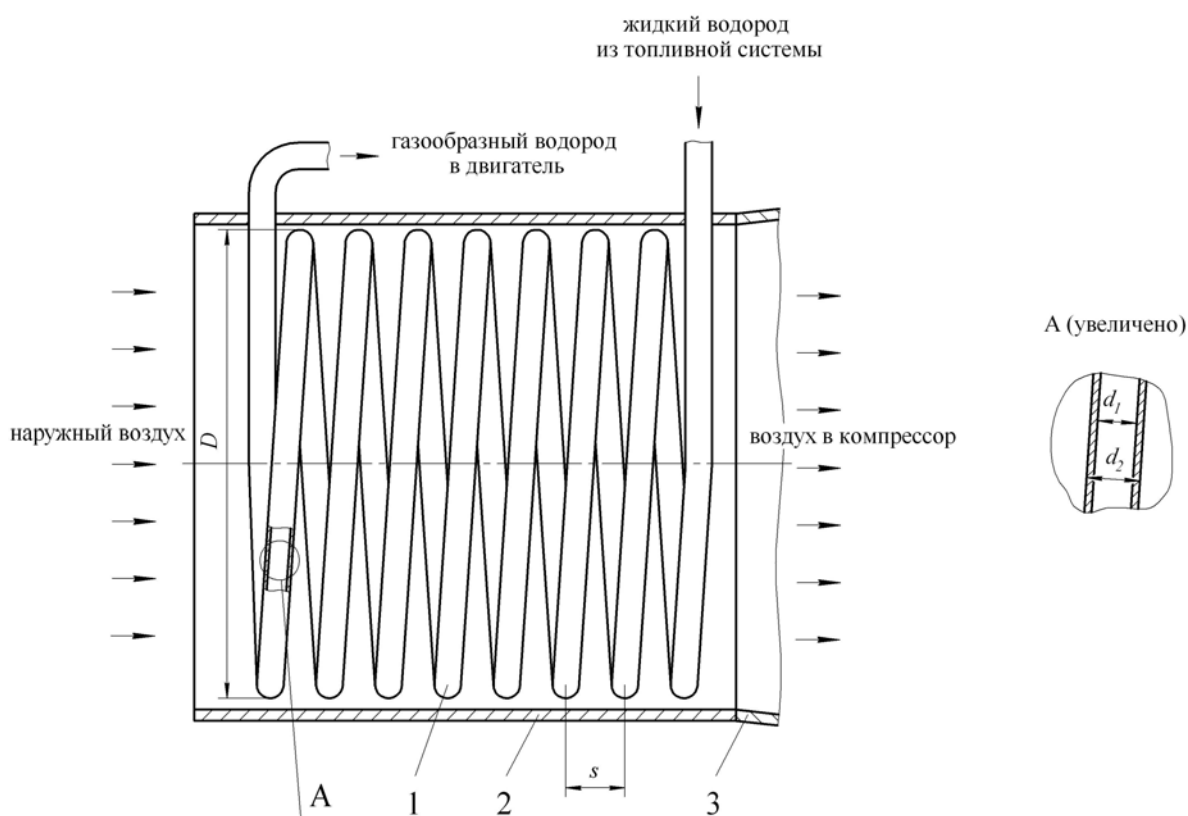


Рис. 2. Теплообменный аппарат витой конструкции для охлаждения воздуха перед компрессором:
 1 – витая труба теплообменника (змеевик); 2 – корпус воздухозаборника; 3 – корпус компрессора;
 D – диаметр змеевика витой трубы теплообменника; s – шаг витков;
 d_1, d_2 – внутренний и наружный диаметры витой теплообменной трубы соответственно

Полный расчёт теплообменного аппарата, включая тепловой, конструктивный, гидравлический и т.п., представляет собой сложную задачу, поскольку ему должен предшествовать выбор теплоносителей и схемы их движения, расходов теплоносителей, их начальных и конечных температур и др. Данные параметры определяются назначением и конструкцией объекта, в котором предполагается использовать теплообменник. В первую очередь выполняется тепловой расчёт, заключающийся в нахождении необходимой площади поверхности теплообмена.

При проведении расчёта задаются значения шага витков s , внутреннего d_1 и наружного d_2 диаметров трубы теплообменного аппарата (рис. 2).

Методика теплового расчёта теплообменного аппарата

При проведении расчёта предполагается, что поступивший в теплообменник жидкий водород закипает в трубе при температуре кипения (20,3 К) и при выходе из теплообменника полностью превращается в газообразный. Соответственно максимальное значение теплового потока, которое может быть передано от кипящего водорода охлаждаемому воздуху, может быть определено по формуле:

$$Q = rG_{\text{H}_2}, \quad (2)$$

где Q – тепловой поток, Вт; r – теплота парообразования водорода, Дж/кг; G_{H_2} – расход водорода, поступающего в теплообменник из топливной системы, кг/с.

Необходимая площадь поверхности теплообмена определяется в соответствии с уравнением теплопередачи [3; 7]:

$$F = \frac{Q}{k\Delta T_{\text{cp}}}, \quad (3)$$

где k – коэффициент теплопередачи, Вт/(м²·К); ΔT_{cp} – средняя разность температур по всей поверхности теплообмена, К.

Для определения средней разности температур изобразим схему движения теплоносителей (рис. 3). Средняя разность температур определяется следующим образом:

$$\Delta T_{\text{cp}} = \frac{\Delta T_1 - \Delta T_2}{\ln \frac{\Delta T_1}{\Delta T_2}} = \frac{(T_{\text{в1}} - T_{\text{H}_2}) - (T_{\text{в2}} - T_{\text{H}_2})}{\ln \frac{(T_{\text{в1}} - T_{\text{H}_2})}{(T_{\text{в2}} - T_{\text{H}_2})}}, \quad (4)$$

где $T_{\text{в1}}$ – температура воздуха на входе в воздухозаборник двигателя, К; $T_{\text{в2}}$ – температура охлаждённого воздуха, поступающего в компрессор, К; T_{H_2} – температура кипения водорода, К.

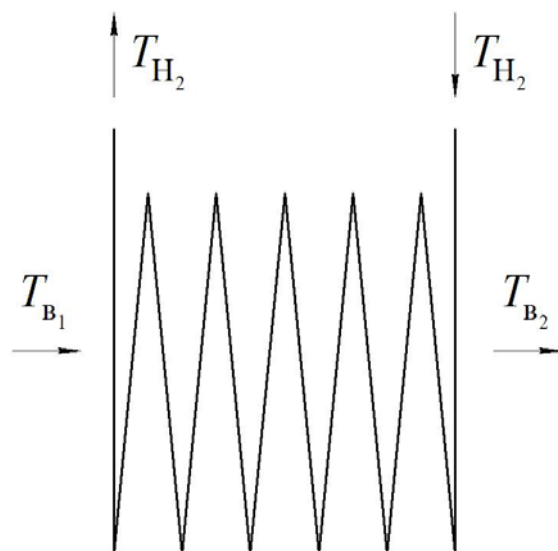


Рис. 3. Схема движения теплоносителей

Коэффициент теплопередачи, входящий в уравнение (3), для витых (змеевиковых) трубчатых теплообменных аппаратов, используемых в криогенной технике, определяется по формуле [8]:

$$k = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_1} \frac{d_2}{d_1} + \frac{1}{\alpha_2}}, \quad (5)$$

где α_1 – коэффициент теплоотдачи внутри трубы теплообменника (в данном случае от кипящего водорода к стенке трубы), Вт/(м²·К); α_2 – коэффициент теплоотдачи снаружи трубы теплообменника (в данном случае от стенки охлаждаемому воздуху), Вт/(м²·К); d_1, d_2 – внутренний и наружный диаметры теплообменной трубы, м.

В формуле (5) не учитываются величины, входящие в термическое сопротивление стенки теплообменной трубы (толщина стенки и коэффициент теплопроводности материала трубы). Данное допущение для теплообменных аппаратов низкотемпературных установок справедливо вследствие малой толщины стенок труб и высокого значения коэффициента теплопроводности материала [8].

Значения коэффициентов теплоотдачи α_1 и α_2 зависят от многочисленных факторов (скоростей движения теплоносителей, их физических и теплофизических свойств, геометрических характеристик канала и т.п.). Рассчитываются данные коэффициенты с использованием теории подобия – определяется критерий Нуссельта, представляющий собой безразмерный коэффициент теплоотдачи. Для определения данного критерия, в зависимости от конкретных условий процесса теплообмена, используются эмпирические зависимости между критериями подобия – критериальные уравнения [3].

Жидкий водород подаётся в витую трубу теплообменника из топливной системы (рис. 3). Внутри трубы происходит его кипение, в результате чего он отнимает теплоту от воздуха, проходящего по каналу воздухозаборника и поступающего в компрессор двигателя. Теплоотдача при кипении представляет собой сложный процесс [7; 9]. Вследствие этого расчёт коэффициента теплоотдачи α_1 , входящего в формулу (3), представляет собой

наиболее сложный этап теплового расчёта теплообменника. В общем случае, при кипении теплоносителя в трубах необходимо учитывать два фактора, определяющих интенсивность теплообмена между кипящим веществом и стенкой, а именно:

- собственно процесс пузырькового кипения с интенсивным перемешиванием жидкости у стенки быстрорастущими пузырьками пара;
- конвективный теплообмен при вынужденном течении теплоносителя в канале.

Количественной мерой влияния данных факторов на результирующую интенсивность теплообмена являются соответственно: α_q – коэффициент теплоотдачи при пузырьковом кипении в большом объёме, то есть при отсутствии вынужденного течения, Вт/(м²·К); α_w – коэффициент теплоотдачи при вынужденном течении в трубе без изменения агрегатного состояния теплоносителя, Вт/(м²·К).

Результирующий коэффициент теплоотдачи может быть определён по формуле:

$$\alpha_1 = \sqrt{\alpha_q^2 + \alpha_w^2}. \quad (6)$$

При расчёте величины α_q можно использовать формулу Лабунцова для пузырькового кипения в большом объёме [7]:

$$\alpha_q = 0,075 \left(1 + 10 \left(\frac{\rho_r}{\rho_{ж} - \rho_r} \right)^{0,66} \right) \left(\frac{\lambda_{ж}^2 \rho_{ж}}{\sigma T_s} \right)^{0,33} q^{0,66}, \quad (7)$$

где ρ_r – плотность газообразной фазы теплоносителя (в данном случае водорода) при температуре кипения, кг/м³; $\rho_{ж}$ – плотность жидкой фазы теплоносителя (водорода) при температуре кипения, кг/м³; $\lambda_{ж}$ – коэффициент теплопроводности жидкой фазы водорода при температуре кипения, Вт/(м·К); σ – коэффициент поверхностного натяжения жидкого водорода, Н/м; T_s – температура кипения водорода на линии насыщения, К; q – удельный тепловой поток между кипящим водородом и стенкой трубы при пузырьковом кипении, Вт/м², который можно определить по формуле:

$$q = \alpha_q (T_{ст} - T_{H_2}), \quad (8)$$

где $T_{ст}$ – средняя температура стенки трубы теплообменника, которую в данном случае можно определить следующим образом:

$$T_{ст} = \frac{T_{H_2} + 0,5(T_{B1} - T_{B2})}{2}. \quad (9)$$

Подставляя (8) в (7), после преобразований получим:

$$\alpha_q = 0,00049 \left(1 + 10 \left(\frac{\rho_r}{\rho_{ж} - \rho_r} \right)^{0,66} \right)^{2,94} \left(\frac{\lambda_{ж}^2 \rho_{ж}}{\sigma T_s} \right) (T_{ст} - T_{H_2})^{1,94}, \quad (10)$$

Для расчёта величины α_w при турбулентном режиме течения двухфазной смеси можно использовать следующее выражение [7]:

$$\alpha_w = \frac{\lambda_{ж}}{d_1} \left(0,023 \text{Re}_{ж}^{0,8} \text{Pr}_{ж}^{0,4} \right) \sqrt{1 + x \left(\frac{\rho_{ж}}{\rho_{г}} - 1 \right)}, \quad (11)$$

где $\text{Re}_{ж}$, $\text{Pr}_{ж}$ – критерии Рейнольдса и Прандтля для жидкой фазы водорода; x – степень сухости.

Поскольку в данном случае весь водород превращается в пар, степень сухости $x = 1$, в связи с чем формулу (11) можно преобразовать к виду:

$$\alpha_w = \frac{\lambda_{ж}}{d_1} \left(0,023 \text{Re}_{ж}^{0,8} \text{Pr}_{ж}^{0,4} \right) \sqrt{\frac{\rho_{ж}}{\rho_{г}}}.$$

Критерий Рейнольдса для жидкой фазы водорода вычисляется следующим образом:

$$\text{Re}_{ж} = \frac{4G_{\text{H}_2} \rho_{ж}}{\pi d_1 \mu_{ж}},$$

где G_{H_2} – массовый расход водорода, кг/с; $\mu_{ж}$ – динамическая вязкость жидкой фазы водорода при температуре кипения, Па·с.

Критерий Прандтля для жидкой фазы водорода вычисляется следующим образом:

$$\text{Pr}_{ж} = \frac{c_{рж} \mu_{ж}}{\lambda_{ж}},$$

где $c_{рж}$ – удельная изобарная теплоёмкость жидкого водорода при температуре кипения, Дж/(кг·К).

Вычислив в соответствии с вышеописанной методикой коэффициенты α_q и α_w , по формуле (6) возможно определить коэффициент теплоотдачи α_1 .

Поскольку труба теплообменника рассматривается в виде змеевика, для определения окончательного значения коэффициента теплоотдачи от кипящего водорода к стенке трубы необходимо коэффициент α_1 , рассчитанный по формуле (6), умножить на поправочный коэффициент ε , определяемый по следующей формуле [10]:

$$\varepsilon = 1 + 1,77 \frac{d_1}{R}, \quad (12)$$

где R – радиус змеевика, м.

Формулу (12) можно также представить в виде:

$$\varepsilon = 1 + 3,54 \frac{d_1}{D},$$

где D – диаметр змеевика, м (см. рис. 2).

Значение коэффициента теплоотдачи от стенки трубы теплообменника охлаждаемому воздуху α_2 зависит от геометрии витков теплообменной трубы. Так, если шаг витков s (см. рис. 2) равен наружному диаметру трубы d_2 или превышает его не более чем в 1,2 раза [8], то критерий Нуссельта можно определить по следующему выражению:

$$Nu = 0,04 Re^{0,85},$$

для которого критерий Рейнольдса определяется следующим образом [8]:

$$Re = \frac{2Vd_2\rho_v}{\mu_v},$$

где V – скорость воздуха, м/с; ρ_v – плотность воздуха при средней температуре, кг/м³; μ_v – динамическая вязкость воздуха при средней температуре, Па·с.

Зная критерий Нуссельта, находим коэффициент теплоотдачи от стенки трубы теплообменника охлаждаемому воздуху [8]:

$$\alpha_2 = \frac{Nu\lambda_v}{2d_2},$$

где λ_v – коэффициент теплопроводности воздуха при средней температуре, Вт/(м·К).

Далее в соответствии с формулой (5) находим коэффициент теплопередачи k . Подставляя найденные ранее значения Q и ΔT_{cp} в (3), определяем необходимую площадь поверхности теплообмена F . Зная значение данной площади, можно произвести конструктивный расчёт теплообменного аппарата для охлаждения воздуха на входе в двигатель с помощью кипящего водорода, определить его размеры.

Заключение

Для воздушно-космического самолёта, совершающего длительный полёт при больших скоростях ($M > 4$), охлаждение воздуха, поступающего на вход в двигатель, необходимо для увеличения степени повышения давления в компрессоре и, соответственно, полезной работы термодинамического цикла.

Процесс охлаждения предлагается осуществлять за счёт хладоресурса топлива – жидкого водорода. Это происходит в трубчатом теплообменном аппарате витого типа, установленном в канале воздухозаборника силовой установки. Разработанная методика теплового расчёта теплообменника позволит найти необходимую площадь поверхности теплообмена, зная которую, возможно рассчитать конструктивные параметры – длину трубы и число витков. Зная их значения, возможно определить длину воздухозаборника, что необходимо при проектировании конструктивно-компоновочной схемы силовой установки воздушно-космического самолёта.

Библиографический список

1. Вакулин А.Ю., Грасько Т.В. Методика расчёта термогазодинамических характеристик водородсодержащего углеводородного топлива для силовой установки воздушно-космического самолёта // Вестник УГАТУ. 2020. Т. 24, № 3 (89). С. 45-51.

2. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М.: Издание академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, 1996. 213 с.
3. Кобельков В.Н., Улас В.Д., Федоров Р.М. Термодинамика и теплопередача. М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. 322 с.
4. Туполев А.А. Ту летит на водороде // Наука и жизнь. 1989. № 1. С. 33-34.
5. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 1. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2005. 366 с.
6. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Котовский В.Н., Полев А.С. Теория авиационных двигателей. Ч. 2. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. 448 с.
7. Солодов А.П. Тепломассообмен в энергетических установках. Инженерные методы расчёта: учебное пособие. М.: Издательство МЭИ, 2015. 124 с.
8. Архаров А.М., Буткевич К.С., Головинцов А.Г., Кулаков В.М., Марфенина И.В. Техника низких температур. М.-Л.: Энергия, 1964. 448 с.
9. Гогонин И.И., Шемагин И.А., Будов В.М., Дорохов А.Р. Теплообмен при плёночной конденсации и плёночном кипении в элементах оборудования АЭС. М.: Энергоатомиздат, 1993. 208 с.
10. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. М.: Энергия, 1977. 344 с.

METHODOLOGY FOR THERMAL CALCULATION OF THE HEAT EXCHANGER FOR COOLING THE AIR AT THE INTAKE OF THE AEROSPACE PLANE ENGINE COMPRESSOR

© 2022

- S. L. Panchenko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engines; Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation; psl84@mail.ru
- T. V. Gras'ko** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engines; Military Educational and Scientific Center of the Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin, Voronezh, Russian Federation; grasko83@mail.ru

The tasks performed by modern military aircraft are currently expanding, as they are solved both in the air and in the aerospace, at high altitudes and at high flight speeds. However, in this case, the use of turbojet engines operation on aviation kerosene is not possible because of the high temperatures of aircraft structural elements due to aerodynamic heating that leads to the destruction of kerosene and the impossibility of using it as fuel. It is necessary to search for alternative fuel options, one of which is cryogenic fuel. This article substantiates the possibility of using cryogenic fuel, in particular hydrogen, for aerospace plane engines. Hydrogen has higher energetic qualities compared to aviation kerosene. The necessity of cooling the air before it enters the engine at high flight speeds of the aircraft has been proved. A design of the heat exchanger for cooling the air entering the compressor is proposed, and a method for its thermal calculation is developed, which is necessary when designing the structural layout of aerospace plane propulsion system.

Thermal calculation; heat exchanger; air cooling; compressor; engine; aerospace plane

Citation: Panchenko S.L., Gras'ko T.V. Methodology for thermal calculation of the heat exchanger for cooling the air at the intake of the aerospace plane engine compressor. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 4. P. 33-43. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-33-43

References

1. Vakulin A.Y., Gras'ko T.V. Methodology for calculating the thermogasdynamic characteristics of a hydrogen-containing hydrocarbon fuel for a propulsion system of an aerospace aircraft. *Vestnik UGATU*. 2020. V. 24, no. 3 (89). P. 45-51. (In Russ)
2. Nechaev Yu.N. *Silovye ustanovki giperzvukovykh i vozdushno-kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Propulsion systems of hypersonic and aerospace planes]. Moscow: Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky Publ., 1996. 213 p.
3. Kobel'kov V.N., Ulas V.D., Fedorov R.M. *Termodinamika i teploperedacha* [Thermodynamics and heat transfer]. Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2004. 322 p.
4. Tupolev A.A. Tu flying on hydrogen. *Nauka i Zhizn'*. 1989. No. 1. P. 33-34. (In Russ)
5. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 1* [Theory of aircraft engines. Part 1]. Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2005. 366 p.
6. Nechaev Yu.N., Fedorov R.M., Kotovskiy V.N., Polev A.S. *Teoriya aviatsionnykh dvigateley. Ch. 2* [Theory of aircraft engines. Part 2]. Moscow: Zhukovsky Air Force Engineering Academy Publ., 2006. 448 p.
7. Solodov A.P. *Teplomassoobmen v energeticheskikh ustanovkakh. Inzhenernye metody rascheta: uchebnoe posobie* [Heat and mass transfer in power plants: engineering calculation methods]. Moscow: MPEI Publ., 2015. 124 p.
8. Arkharov A.M., Butkevich K.S., Golovintsov A.G., Kulakov V.M., Marfenina I.V. *Tekhnika nizkikh temperature* [Cryoengineering]. Moscow-Leningrad: Energiya Publ., 1964. 448 p.
9. Gogonin I.I., Shemagin I.A., Budov V.M., Dorokhov A.R. *Teploobmen pri plenochnoy kondensatsii i plenochnom kipenii v elementakh oborudovaniya AES* [Heat exchange during film condensation and film boiling in NPP equipment elements]. Moscow: Energoatomizdat Publ., 1993. 208 p.
10. Mikheev M.A., Mikheeva I.M. *Osnovy teploperedachi* [Basics of heat transfer]. Moscow: Energiya Publ., 1977. 344 p.

РАСЧЁТ АВИАЦИОННЫХ РЫЧАЖНО-ПОПЛАВКОВЫХ КЛАПАНОВ С ПОМОЩЬЮ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

© 2022

Д. О. Пушкарев аспирант кафедры эксплуатации авиационной техники;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
pushkarevdobez@mail.ru

Д. Ю. Киселев кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации
авиационной техники;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
eat@inbox.ru

Ю. В. Киселев кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации
авиационной техники;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
zamivt@ssau.ru

Показана возможность применения нейронных сетей в авиации, в частности в изделиях, предназначенных для использования в авиационной технике. Анализируется возможность применения нейронных сетей на протяжении всего жизненного цикла изделий авиационной техники. Описаны преимущества, которые можно получить с помощью нейронных сетей. Проанализированы основные этапы по созданию нейросетевой модели и представлено описание каждого этапа. Показаны сложности, связанные с практическим применением моделей на основе искусственного интеллекта. Приведён расчёт на функционирование рычажно-поплавкового клапана и сделана нейросетевая модель для его расчёта с использованием реальных данных эксплуатации и испытаний.

Нейронная сеть; рычажно-поплавковый клапан; теория механизмов и машин; машинное обучение; уравнение моментов

Цитирование: Пушкарев Д.О., Киселев Д.Ю., Киселев Ю.В. Расчёт авиационных рычажно-поплавковых клапанов с помощью нейронных сетей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 4. С. 44-51. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-44-51

Введение

За последние 100 лет авиационная промышленность развивалась очень интенсивно: совершенствовались двигатели, конструкции самолётов, агрегаты, используемые для работы летательного аппарата, технологии изготовления, средства проектирования, знания о порядке расчётов и испытаний образцов авиационной техники. Знания позволили перейти от первого прототипа к современным летательным аппаратам. Одним из направлений по применению накопленных знаний являются методы машинного обучения, один из которых – это нейронные сети. Нейронные сети являются новой технологией и повсеместного применения в авиации пока не получили. Потенциал применения нейронных сетей огромен: построение экспертных систем диагностики, прогнозирование ресурса изделий авиационной техники, планирование программ по техническому обслуживанию и ремонту изделий, проведение расчётов [1 – 3; 11].

Постоянное совершенствование авиационной техники (АТ) несёт в себе применение более эффективных проектных и конструкторских решений. При этом происходит и усложнение АТ, что отражается на людях: необходимо учитывать огромное количество параметров и требований, что в конечном итоге ведёт к перенапряжению персонала и к ошибкам, которые могут отразиться на качестве и, в конечном итоге, на безопасности изделий авиационной техники. Выполнение расчётов при проектировании

изделия связано с огромным количеством временных затрат и сил, так как необходимо выполнять большое количество предварительных и повторных расчётов, связанных с корректировкой технического задания, доработкой изделия или его модернизацией под новые требования. Использование нейронных сетей позволит повысить эффективность проектирования изделий авиационной техники, повысить точность расчётов и безопасность.

Применение нейронных сетей для выполнения расчёта на функционирование рычажно-поплавковых клапанов

Использование нейронных сетей, начиная с технического задания и до выхода изделия в серию, позволяет вести точные расчёты характеристик изделий на основе статистических данных ранее изготовленных изделий. За всю историю авиации скопилось огромное количество информации, которое можно использовать совместно с нейронными сетями и выполнять расчёты на основе реальных данных, получая тем самым результаты, предельно близкие к реальным эксплуатационным [4 – 6].

Основная сложность, связанная с применением нейронных сетей, – отсутствие четких критериев по работе с ними. В целях иллюстрации применения нейронных сетей в настоящей работе представлен расчёт с их помощью на примере функционирования рычажно-поплавковых клапанов. Для этого выполнялись следующие шаги [7 – 9]:

1. Предварительный анализ данных на этапе постановки задачи: выполняется постановка задачи, которую необходимо решить; определяется какие исходные данные необходимы.

2. Обработка статистической информации: осуществляется сбор исходных данных (сбор статистической информации с испытаний изделия или сведений о его работе в эксплуатации) с последующей обработкой (использование в выборке максимально корректных сведений, исключая искажённую информацию, например, когда известно, что был сторонний дефект, не связанный с исследуемым изделием, повлекший за собой изменение параметров объекта).

3. Выбор архитектуры нейронной сети: анализируются существующие архитектуры и выбираются наиболее оптимальные, подходящие под конкретную задачу. Чётких критериев по выбору архитектуры не существует, оптимальная структура выбирается опытным путём под каждую конкретную задачу.

4. Выбор структуры нейронной сети: выбирается структура нейронной сети, число входов и выходов, число скрытых слоёв и количество нейронов в этих слоях.

5. Выбор алгоритма обучения: выбирается алгоритм обучения нейронной сети. На этом шаге кроме результатов, которые могут быть получены от того или иного алгоритма, необходимо ориентироваться на возможности программного обеспечения (ПО), используемого для создания нейронной сети, каждый алгоритм обучения уникален и требует разной мощности от ПО при расчётах.

6. Обучение сети: выбираются параметры обучения. Нейронная сеть может обучаться бесконечно, поэтому требуется задать ограничение на обучение. Ограничить нейронную сеть можно, задав требуемую ошибку обучения или ограничив число эпох обучения.

7. Тестирование сети: выполняется «прогон» на тестовой выборке в целях установления правильности решения задачи нейронной сетью.

Каждый из перечисленных этапов несёт в себе определённые нюансы и чётких критериев для построения НС не существует, все этапы по её созданию выполняются опытным путём. Если результаты после тестирования при проверке на тестовой выборке данных получились неудовлетворительными, то нейронную сеть необходимо корректировать, начиная с самого первого шага.

Постановка задачи

Расчёт на функционирование рычажно-поплавкового клапана включает в себя определение уровня начала закрытия и уровня закрытия. Расчёт на функционирование рычажно-поплавковых клапанов основывается на использовании уравнения моментов. Рассмотрим расчёт уровня закрытия на примере рычажно-поплавкового клапана, изображённого на рис. 1. Сначала проанализируем какие элементы будут влиять на уровень закрытия. В данном примере необходимо составить уравнение равновесия моментов между клапаном, рычагом и поплавком. Моменты определяются как произведение силы на плечо (расстояние от оси вращения до центра тяжести элемента) [7 – 9].

Для составления уравнения моментов составим схему действующих сил (рис. 2) и покажем на схеме направления действия сил.

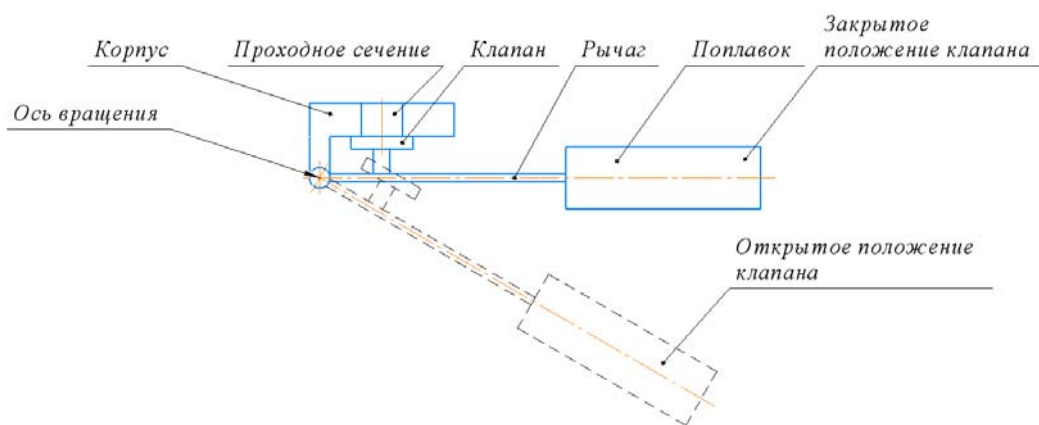


Рис. 1. Принципиальная схема рычажно-поплавкового клапана

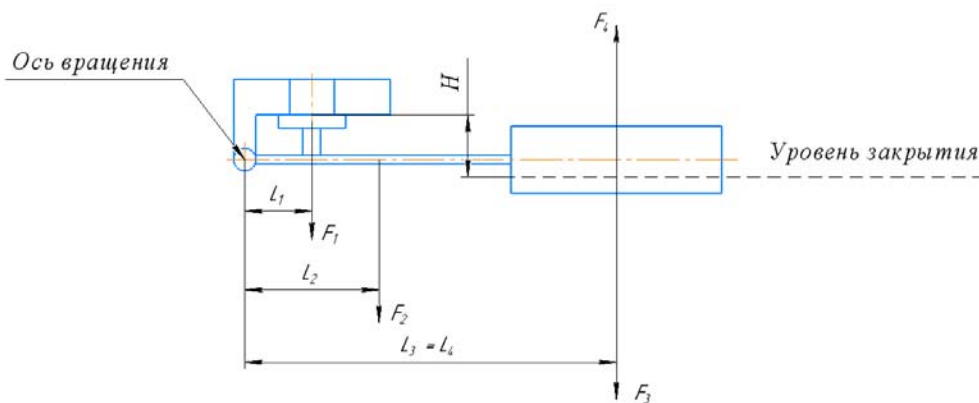


Рис. 2. Схема расчёта уровня закрытия

В данном случае действует четыре момента и решить задачу по определению уровня закрытия можно, выполнив расчёт уравнения моментов. Для случая рычажно-поплавкового клапана с количеством элементов больше четырёх это выполнить гораздо сложнее.

Составим уравнение моментов для рычажно-поплавкового клапана с n элементами, участвующими в расчёте на функционирование.

Необходимо учитывать, что на момент закрытия клапана оказывают влияние силы F , действующие от веса элемента и плеча L приложения силы (расстояние от центра тяжести до оси вращения элемента):

$$M = FL ,$$

где $F = mg$, m – масса элемента; g – ускорение свободного падения.

В свою очередь массу m можно расписать как произведение объёма V на плотность материала γ :

$$m = V\gamma .$$

Объём также можно более подробно расписать (например, для выполнения расчёта на функционирование при изменении геометрии изделия).

Архимедову силу F_A от действия, погруженного в топливо поплавок, выразим как

$$F_A = V g \gamma_T ,$$

где γ_T – плотность топлива.

В итоге уравнение моментов примет вид

$$V_1\gamma_1L_1g + V_2\gamma_2L_2g + \dots + V_n\gamma_nL_ng = V_Ag\gamma_T ,$$

где 1, 2, ..., n – номер элемента, участвующего в расчёте на функционирование. Полученное выражение можно упростить, разделив уравнение на ускорение свободного падения g . Получим

$$V_1\gamma_1L_1 + V_2\gamma_2L_2 + \dots + V_n\gamma_nL_n = V_A\gamma_T$$

Таким образом, для сложных рычажно-поплавковых клапанов с большим количеством элементов получается громоздкое уравнение, которое необходимо решать для выполнения расчёта на функционирование. На этапах проектирования, производства, испытаний, доработки и модернизации изделия часто необходимо выполнять расчёт на функционирование для корректировки параметров и анализа возможностей применения изделия в различных условиях и на различных воздушных судах. Выполнение этих расчётов ведёт к большим временным и финансовым затратам.

Применение нейронных сетей позволит избежать проблему обработки большого объёма данных, снизить затраты и время, затрачиваемое на расчёты, а также упростить дальнейшие работы с изделием [10]. Для построения нейронной сети необходимо обработать статистические данные, влияющие на проведение расчёта на функционирование.

В данной работе в качестве входных данных нейронной сети используются: значение объёма V (м³), плотность материала деталей γ (кг/м³), длина плеча приложения силы L (м), плотность топлива γ_T (кг/м³). Выходные данные – уровень закрытия, выраженный в миллиметрах.

В качестве архитектуры нейронной сети использовался многослойный персептрон с 4-мя входными параметрами, 18-ю нейронами в первом скрытом слое и 10-ю нейронами во втором скрытом слое. На выходе получаем значение уровня закрытия рычажно-поплавкового клапана. Схема нейронной сети представлена на рис. 3.

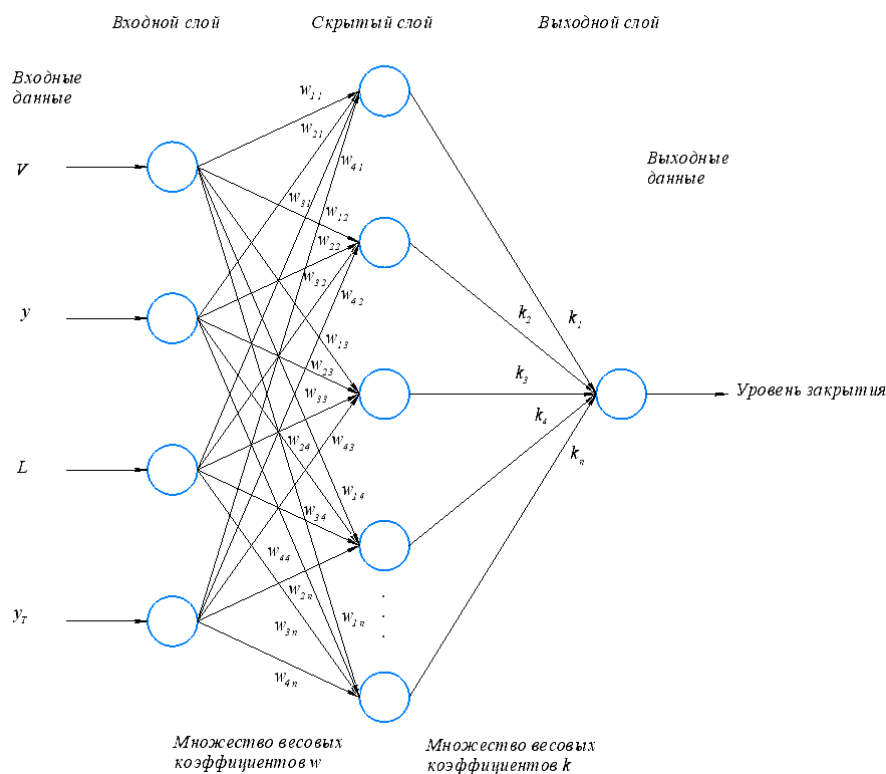


Рис. 3. Модель используемой нейронной сети

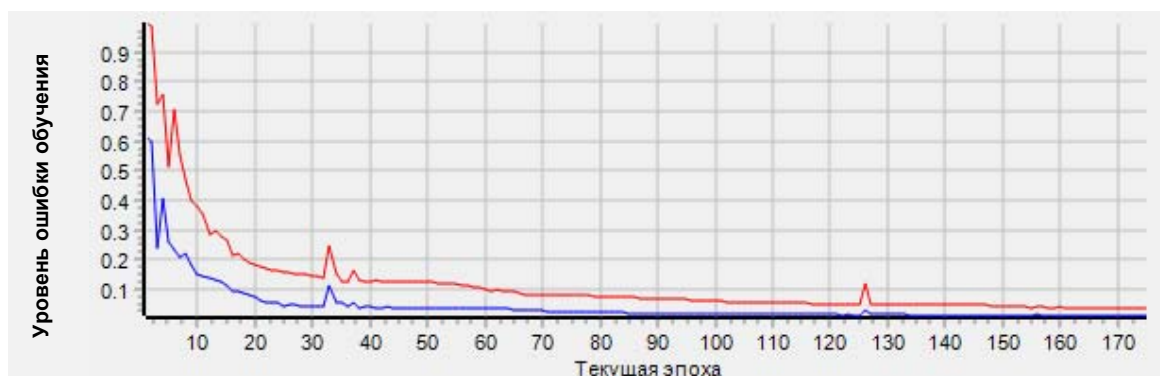


Рис. 4. Обучение нейронной сети

В целях уменьшения времени обучение было ограничено 200 эпохами, максимальной ошибкой меньше 0,01 и средней ошибкой меньше, чем 0,01. Для обучения было достаточно 170 эпох, т. е. сеть обучилась до необходимой нам точности на 170-й эпохе. График обучения нейронной сети представлен на рис. 4. В зависимости от задачи можно ускорить обучение сети, задав более высокий допуск на ошибку обучения.

Сравнение результатов

Результат работы нейронной сети сравнивался с экспериментальными данными табл. 1. Разница между теоретическими и экспериментальными значениями не превышает 0,3%.

Таблица 1. Определение расхождения между экспериментальными данными и данными, полученными с использованием нейронной сети

Уровень закрытия (эталон), мм	Уровень закрытия, мм	Разница между теоретическими и экспериментальными значениями, %
11,67	11,70295003	0,282348
12,32	12,31666849	0,027041
12,18	12,18376216	0,030888
12,04	12,03937663	0,005177
11,97	11,97226505	0,018923
11,89	11,88750196	0,02101
11,8	11,79101922	0,076108
11,75	11,74364121	0,054117
11,69	11,71077208	0,177691
11,8	11,79755403	0,020729

Относительная погрешность в 0,3% позволяет сделать вывод о возможном применении нейронных сетей при проектировании, производстве и испытаниях авиационных поплавковых клапанов.

Созданная нейронная сеть позволяет выполнить расчёт на функционирование рычажно-поплавковых клапанов, основываясь на данных, полученных в результате испытаний изделий, что позволяет снизить затраты при проектировании новых изделий (выполнение быстрого и точного расчёта, без вывода уравнений или систем уравнений) или модернизации существующих агрегатов.

Заключение

Использование нейронных сетей ведёт к снижению затрат в проведении расчётов при модернизации как существующих изделий, так и при проектировании новых с использованием накопленных статистических данных.

За счёт свойства адаптивности нейронные сети являются гибкими инструментами, которые подстраиваются под любую задачу, и поэтому возможно их использование при решении новых задач, связанных с проектированием, производством и испытаниями авиационных изделий путём добавления новых данных для обучающих выборок.

Библиографический список

1. Russell S.J., Norving P. Artificial intelligence: a modern approach. Prentice-Hall, 2021. 1136 p.
2. Николенко С., Кадури А., Архангельская Е. Глубокое обучение. СПб: Питер, 2018. 480 с.
3. Рашид Т. Создаём собственную нейронную сеть. СПб: ООО «Альфа-книга», 2017. 272 с.
4. Бринк Х., Ричардс Д., Феверолф М. Машинное обучение. СПб: Питер, 2017. 336 с.
5. Гудфеллоу Я., Бенджио И., Курвиль А. Глубокое обучение. СПб: ДМК Пресс, 2018. 652 с.
6. Флах П. Машинное обучение. Наука и искусство построения алгоритмов, которые извлекают знания из данных. М.: ДМК Пресс, 2015. 400 с.
7. Карелин В.С. Проектирование рычажных и зубчато-рычажных механизмов: справочник. М.: Машиностроение, 1986. 180 с.

8. Сумский С.Н. Расчёт кинематических и динамических характеристик плоских рычажных механизмов: справочник. М.: Машиностроение, 1980. 312 с.

9. Фролов К.В., Попов С.А., Мусатов А.К., Лукичев Д.М., Скворцова Н.А., Никоноров В.А., Савелова А.А., Петров Г.Н., Ремезова Н.Е., Акопян В.М. Теория механизмов и машин: учеб. для втузов. М.: Высшая школа, 1987. 496 с.

10. Хайкин С. Нейронные сети: полный курс. М.: Издательский дом «Вильямс», 2006. 1104 с.

11. ГОСТ Р 58849-2020. Авиационная техника гражданского назначения. Порядок создания. Основные положения. М.: Стандартинформ, 2020. 61 с.

CALCULATION OF AIRCRAFT LEVER-FLOAT VALVES USING NEURAL NETWORKS

© 2022

D. O. Pushkarev Postgraduate Student of the Department of Aircraft Maintenance;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
pushkarevdobez@mail.ru

D. Yu. Kiselev Candidate of Science (Engineering), Associate Professor
of the Department of Aircraft Maintenance;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
eat@inbox.ru

Yu. V. Kiselev Candidate of Science (Engineering), Associate Professor
of the Department of Aircraft Maintenance;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
zamivt@ssau.ru

The possibility of using neural networks in aviation is shown, in particular in products intended for use in aviation technology. The possibility of using neural networks throughout the entire life cycle of aviation equipment products is analyzed. The advantages that can be obtained using neural networks are described. The main stages of creating a neural network model are analyzed and a description of each stage is presented. The difficulties associated with the practical application of models based on artificial intelligence are shown. The calculation of the operation of a lever-float valve is presented and a neural network model is made for its calculation using real operation and test data.

Neural network; lever-float valve; theory of mechanisms and machines; machine learning; equation of moments

Citation: Pushkarev D.O., Kiselev D.Yu., Kiselev Yu.V. Calculation of aircraft lever-float valves using neural networks. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 4. P. 44-51.
DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-44-51

References

1. Russell S.J., Norving P. Artificial intelligence: a modern approach. Prentice-Hall, 2021. 1136 p.
2. Nikolenko S., Kadurin A., Arkhangel'skaya E. *Glubokoe obuchenie* [Deep learning]. SPb: Piter Publ., 2018. 480 p.
3. Rashid T. Make your own neural network. Kindle Edition, 2016. 222 p.
4. Brink K., Richards J., Fetherolf M. Real-world machine learning. Manning Publ., 2016. 264 p.
5. Goodfellow I., Bendgio Y., Courville A. Deep learning. MIT Press, 2016. 800 p.
6. Flach P. Machine learning: The art and science of algorithms that make sense of data. Cambridge University Press, 2012. 410 p.

7. Karelin V.S. *Proektirovanie rychazhnykh i zubchato-rychazhnykh mekhanizmov: spravochnik* [Design of linkage and geared linkage mechanisms. Reference guide]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1986. 180 p.

8. Sumskiy S.N. *Raschet kinematicheskikh i dinamicheskikh kharakteristik ploskikh rychazhnykh mekhanizmov: spravochnik* [Calculation of kinematic and dynamic characteristics of plain lever mechanisms. Reference guide]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1980. 312 p.

9. Frolov K.V., Popov S.A., Musatov A.K., Lukichev D.M., Skvortsova N.A., Nikonorov V.A., Savelova A.A., Petrov G.N., Remezova N.E., Akopyan V.M. *Teoriya mekhanizmov i mashin: ucheb. dlya vtuzov* [Theory of mechanisms and machines. Textbook for universities]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1987. 496 p.

10. Haykin S. *Neural networks: a comprehensive foundation*. Prentice Hall, 1999. 842 p.

11. GOST R 58849-2020. Civil aircraft. Development procedures. General provisions. Moscow: Standartinform Publ., 2020. 61 p. (In Russ.)

ВЛИЯНИЕ ОПТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОСЛОЙНОГО СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА НА ЕГО ГЕЛИОЦЕНТРИЧЕСКОЕ ДВИЖЕНИЕ

© 2022

М. А. Рожков аспирант кафедры динамики полёта и систем управления; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; rozhkov.ma@ssau.ru

Работа посвящена определению влияния оптических характеристик тонкого многослойного солнечного паруса на его орбитальное движение. Исследуется влияние коэффициентов отражения, рассеивания и поглощения. Эти коэффициенты рассчитываются на базе математической модели оптических характеристик многослойной эпитаксиальной тонкой плёнки – солнечного паруса. В работе учитывается изменение оптических свойств паруса под влиянием изменения температуры и деградации поверхности. Моделирование изменения оптических характеристик проводится на примере перелёта от Земли к Меркурию с использованием локально-оптимальных законов управления. С использованием метода матриц переноса и с учётом распределения спектрального излучения Солнца получены значения оптических характеристики двух конструкций паруса: с отражающей лицевой поверхностью из алюминия и из серебра.

Солнечный парус; неидеальное отражение; деградация оптических характеристик; спектральное излучение Солнца; многослойные эпитаксиальные плёнки; метод матриц переноса; перелёт Земля – Меркурий; локально-оптимальные законы управления

Цитирование: Рожков М.А. Влияние оптических характеристик многослойного солнечного паруса на его гелиоцентрическое движение // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 4. С. 52-65. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-52-65

Введение

Эффективность солнечных парусов определяется отношением их массы к площади поверхности (меньшее отношение позволяет получить большие ускорения от сил светового давления) и отражательной способностью. Поэтому для солнечных парусов выбирают лёгкие, тонкие и хорошо отражающие материалы. Кроме того, тыльная сторона паруса должна обладать высоким коэффициентом излучения для поддержания низкой температуры поверхности. Конструктивно солнечные паруса представляют собой тонкую плёнку, состоящую из нескольких слоёв с различными оптическими характеристиками. Подложка паруса изготавливается из лёгкого материала с высокой прочностью на растяжение и покрывается материалами, имеющими требуемые оптические характеристики. Для лицевой (освещённой) поверхности солнечного паруса обычно выбирают хорошо отражающий алюминий или бериллий. На тыльную поверхность наносят хорошо излучающий тепло хром, чтобы поддерживать умеренную температуру паруса [1 –3]. Однако солнечный парус также может состоять и более чем из трёх слоёв различных материалов [4].

С дальнейшим развитием нанотехнологий станет возможным создание солнечного паруса из одного слоя графена [5; 6] с толщиной от 1 до 100 нанометров. При этом толщина паруса не должна быть меньше оптической глубины выбранного материала. Например, для солнечного паруса из алюминия эта толщина составит 2,6 нм. В случае столь тонких слоёв часть солнечного излучения с определённой длиной волны может проходить через первый слой, падать на нижележащий под другим углом из-за преломления и отражаться от него [7]. Поскольку солнечное излучение имеет широкий спектр, а его излучение различается в зависимости от длины волны [8], важно точно опреде-

лить оптические характеристики солнечного паруса с учётом спектрального излучения Солнца, так как оптические характеристики различных материалов варьируются в зависимости от длины волны излучения.

Кроме того, оптические характеристики меняются во время полёта из-за деградации материалов паруса [9], что дополнительно усложняет задачу математического моделирования движения паруса. В данной работе на базе расчёта оптических характеристик многослойной плёнки солнечного паруса исследуется управляемое движение космического аппарата с солнечным парусом, совершающего перелёт Земля – Меркурий.

Математическая модель

Ускорение от неидеально отражающего солнечного паруса. Рассмотрим математическую модель [9] создания ускорения неидеально отражающим солнечным парусом за счёт солнечного излучения. Это ускорение определяется как сумма двух компонент: направленной вдоль нормали к поверхности паруса (a_{\perp}) и лежащей в плоскости паруса (a_{\parallel}).

$$a_{\perp} = 2 \frac{S_r}{cm} S \cos \theta (a_1 \cos \theta + a_2), \quad (1)$$

$$a_{\parallel} = -2 \frac{S_r}{cm} S \cos \theta a_3 \sin \theta, \quad (2)$$

где $a_1 = \frac{1}{2}(1 + \zeta\rho)$, $a_2 = \frac{1}{2} \left(B_f (1 - \zeta)\rho + (1 - \rho) \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right)$, $a_3 = \frac{1}{2}(1 - \zeta\rho)$. Здесь S_r –

мощность солнечной электромагнитной волны, падающей на единицу поверхности паруса, находящегося на гелиоцентрическом расстоянии r ; c – скорость света; m – масса космического аппарата; S – площадь поверхности паруса; θ – угол между направлением на Солнце и нормалью к поверхности паруса (угол установки паруса); ρ – коэффициент отражения; ζ – фактор зеркального отражения поверхности паруса; $\varepsilon_f, \varepsilon_b$ – коэффициенты излучения лицевой и задней поверхности паруса; B_f, B_b – не Ламбертовские коэффициенты лицевой и задней поверхности паруса, которые описывают угловое распределение испускаемых и диффузно отражённых фотонов.

Неидеальное отражение от поверхности паруса приводит к нескольким эффектам:

- уменьшение величины ускорения от сил светового давления;
- сужение диапазона доступных углов направления ускорения относительно направления светового потока;
- увеличение доли поглощаемой энергии светового потока, что приводит к увеличению температуры поверхности и ускорению деградационных процессов.

Ограничение на направление создаваемой тяги определяется углом α между направлением ускорения, создаваемым давлением солнечного излучения, и вектором гелиоцентрического радиуса космического аппарата, который появляется из-за различий в импульсах от падающих и отражённых фотонов:

$$\alpha = \theta - \operatorname{arctg} \left(\frac{a_3 \sin \theta}{a_1 \cos \theta + a_2} \right). \quad (3)$$

Расчёт оптических характеристик многослойных тонких плёнок. Согласно математической модели неидеального отражения (1) – (3), коэффициент отражения является важнейшим оптическим параметром для вычисления величины и направления ускорения от сил светового давления. Чтобы рассчитать коэффициент отражения для многослойной плёнки солнечного паруса для заданной длины волны падающего излучения применяется метод матриц переноса [10], основанный на описании электромагнитного поля двумя линейно независимыми компонентами – электрическим и магнитным полями. Матрица переноса через всю слоистую структуру \mathbf{M}_Σ равна произведению матриц переноса через каждый j -й слой \mathbf{M}_j , начиная с освещённой поверхности солнечного паруса. Для конструкции паруса из трёх слоёв матрица переноса плёнки определяется произведением трёх матриц переноса:

$$\mathbf{M}_\Sigma = \prod_{j=1}^3 \mathbf{M}_j. \quad (4)$$

В немагнитной среде (в случае S-поляризованной волны) матрица переноса одного слоя определяется выражением

$$\mathbf{M}_j^S(\omega) = \begin{pmatrix} \cos f_j & \frac{-i}{n_j \cos \theta_j} \sin f_j \\ -in_j \cos \theta_j \sin f_j & \cos f_j \end{pmatrix}, \quad (5)$$

$$f_j = k_0 n_j d_j \cos \theta_j, \quad (6)$$

где f_j – фаза, накопленная волной при переходе от одной границы слоя к другой; i – мнимая единица; $k_0 = \omega/c$ – волновой вектор света; ω – циклическая частота света; d_j – толщина слоя; n_j – комплексный показатель преломления; θ_j – угол падения света на слой, который изменяется при переходе на следующий слой по закону Снелла.

В случае P-поляризованной волны уравнение (4) принимает вид

$$\mathbf{M}_j^P = \begin{pmatrix} \cos f_j & \frac{-in_j}{\cos \theta_j} \sin f_j \\ \frac{-i \cos \theta_j}{n_j} \sin f_j & \cos f_j \end{pmatrix}. \quad (7)$$

Коэффициенты отражения ρ и пропускания τ всей многослойной плёнки рассчитываются по уравнениям

$$\rho(\omega) = \left| \frac{(M_{11}^{S,P} + M_{12}^{S,P} p_1) p_0 - (M_{21}^{S,P} + M_{22}^{S,P} p_1)}{(M_{11}^{S,P} + M_{12}^{S,P} p_1) p_0 + (M_{21}^{S,P} + M_{22}^{S,P} p_1)} \right|^2, \quad (8)$$

$$\tau(\omega) = \frac{p_1}{p_0} \left| \frac{2p_0}{(M_{11}^{S,P} + M_{12}^{S,P} p_1) p_0 + (M_{21}^{S,P} + M_{22}^{S,P} p_1)} \right|^2, \quad (9)$$

где для S-поляризованного света $p_0 = n_0 \cos \theta_0$ и $p_1 = n_1 \cos \theta$. Для P-поляризованного света вместо p_0 и p_1 в уравнениях (8) – (9) используются $q_0 = \cos \theta_0 / n_0$ и $q_1 = \cos \theta_1 / n_1$ соответственно.

Комплексные показатели преломления материала в формулах (5) – (7) зависят от длины волны падающего электромагнитного излучения. Для расчётов оптических коэффициентов поверхности паруса, который находится под действием всего спектра солнечного излучения, использовались экспериментальные данные, опубликованные в [11], и следующие зависимости, усредняющие коэффициенты отражения и пропускания с учётом спектральной интенсивности солнечного излучения:

$$\hat{\rho} = \frac{\int_{\omega_0}^{\omega_1} Si(\omega) \rho(\omega) d\omega}{S_r}, \quad \hat{\tau} = \frac{\int_{\omega_0}^{\omega_1} Si(\omega) \tau(\omega) d\omega}{S_r}, \quad (10)$$

где $Si(\omega)$ – интенсивность волны солнечного излучения, которая считается постоянной для заданного расстояния от Солнца и рассчитывается по данным из LASP Interactive Solar Irradiance Datacenter (LISIRD) [12].

Учёт деградации отражающей поверхности паруса. Поверхность паруса деградирует во время полёта из-за влияния различных космических факторов. В частности, ухудшается коэффициент отражения и соответственно увеличивается доля поглощённого излучения. В работе [13] авторы предлагают параметрическую модель для описания процесса деградации солнечного паруса. Предполагается, что оптические характеристики изменяются экспоненциально, для чего используются следующие упрощения:

- единственным источником деградации являются солнечные фотоны. Это упрощение является разумным, по крайней мере, во внутренней части Солнечной системы и вдали от планет, где космическим излучением из планетарных радиационных поясов и реакциями с частицами планетных атмосфер можно пренебречь;

- интенсивность солнечного излучения не зависит от времени (рассматривается усреднённая солнечная активность) и изменяется только в зависимости от расстояния до Солнца;

- скорость деградации оптических коэффициентов не зависит от температуры паруса.

Модель представляет собой систему трёх уравнений, в которой определяется отношение текущего значения одного из оптических параметров $p(t)$ к его начальному значению p_0 :

$$\frac{p(t)}{p_0} = \begin{cases} \frac{1 + de^{-\lambda \Sigma(t)}}{1 + d}, & \text{if } p \in \{\rho, \zeta\}; \\ 1 + d(1 - e^{-\lambda \Sigma(t)}), & \text{if } p = \varepsilon_f; \\ 1, & \text{if } p \in \{\varepsilon_b, B_f, B_b\}, \end{cases} \quad (11)$$

где $\Sigma(t)$ – безразмерная суммарная доза солнечного излучения, полученная за всё время полёта; λ – коэффициент деградации; d – фактор деградации.

Безразмерная доза радиации $\Sigma(t)$ рассчитывается как отношение суммарной дозы излучения $\tilde{\Sigma}(t)$, набранной парусом за время полёта, к суммарной дозе $\tilde{\Sigma}_0 = 15,768 \cdot 10^{12}$ Дж, получаемой поверхностью площадью в 1 м^2 на расстоянии 1 а.е. в течение одного года:

$$\Sigma(t) = \frac{\tilde{\Sigma}(t)}{\tilde{\Sigma}_0} = \frac{1}{y} \int_{t_0}^t \frac{\cos \theta(t)}{r^2} dt, \quad (12)$$

где y – соответствует промежутку времени в один год ($y = 365,25 \cdot 24 \cdot 3600$ с), а текущее гелиоцентрическое расстояние солнечного паруса r задано в безразмерном виде и отнесено к радиусу орбиты Земли.

Согласно работе [13], коэффициент деградации λ определяется в соответствии с половиной времени предельной деградации паруса:

$$\lambda = \frac{\ln 2}{\hat{\Sigma}}, \quad (13)$$

где $\hat{\Sigma}$ – доза солнечного излучения, которая приводит к ухудшению оптических характеристик вдвое по отношению к предельному значению ρ_∞ , т.е. соответствует значению

$$\hat{\rho} = \frac{\rho_0 + \rho_\infty}{2}. \quad (14)$$

Фактор деградации d определяет значение оптической характеристики ρ_∞ , при котором парус должен перестать функционировать:

$$\rho_\infty = \frac{\rho_0}{1+d}, \quad \zeta_\infty = \frac{\zeta_0}{1+d}, \quad \varepsilon_{f_\infty} = \varepsilon_{f_0}(1+d). \quad (15)$$

Температура солнечного паруса с учётом изменения оптических характеристик. При известных оптических характеристиках поверхности паруса установившаяся температура может быть рассчитана по закону Стефана-Больцмана [14]:

$$T = \left(\frac{S_r}{\sigma_{SB}} \frac{1-\rho}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \cos \theta \right)^{1/4} \left(\frac{1}{r} \right)^{1/2}, \quad (16)$$

где $\sigma_{SB} = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{К}^{-4}$ – постоянная Стефана-Больцмана.

Однако в работе [15] было показано, что излучательная способность паруса увеличивается при нагревании, и уравнение (16) можно записать в виде

$$T = \left(\frac{S_r}{\sigma_{SB}} \frac{1-\rho}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \cos \theta \right)^{1/4} \left(\frac{1}{r} \right)^{2/5}. \quad (17)$$

В данной работе для расчёта установившейся температуры поверхности использовалась формула (17).

Локально-оптимальные законы управления солнечным парусом. Для моделирования гелиоцентрического участка перелёта Земля – Меркурий космического аппарата с солнечным парусом используются уравнения движения в плоской полярной системе координат. Управление движением осуществляется с применением двух локально-оптимальных законов управления, которые обеспечивают наиболее быстрое изменение оскулирующих элементов орбиты: большой полуоси и эксцентриситета [16]. Номинальная программа управления движением солнечного паруса определяется углом установки, который рассчитывается по формуле

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{-3L_1 \pm \sqrt{9L_1^2 + 8L_2^2}}{4L_2}. \quad (18)$$

Знак «+» соответствует наиболее быстрому возрастанию оскулирующего элемента орбиты, а «-» соответствует наиболее быстрому уменьшению. Функции L_1 и L_2 выбираются в соответствии с изменяемым параметром орбиты:

– для наискорейшего изменения большой полуоси:

$$L_1 = e \sin \vartheta, \quad L_2 = 1 + e \cos \vartheta; \quad (19)$$

– для наискорейшего изменения эксцентриситета:

$$L_1 = \sin \vartheta, \quad L_2 = \frac{e \cos^2 \vartheta + 2 \cos \vartheta + e}{1 + e \cos \vartheta}, \quad (20)$$

где e – текущий эксцентриситет гелиоцентрической орбиты; ϑ – угол истинной аномалии.

Результаты моделирования

Для исследования влияния оптических характеристик на движение солнечного паруса были выполнены расчёты для двух различных вариантов покрытий лицевой поверхности плёнки паруса. В первом варианте считалось, что лицевая поверхность паруса покрыта алюминием, во втором – серебром. В обоих случаях толщина отражающего слоя 0,1 мкм. Подложка и тыльный слой для обоих вариантов одинаковы. Базовый второй слой (подложка) выполнен из прочного поливинилового спирта (ПВС) и его толщина составляет 6 мкм. Третий (тыльный) слой – хром толщиной 0,1 мкм. Согласно [17] паруса такого типа имеют следующие оптические характеристики:

$$\zeta = 0,94; \quad \varepsilon_b = 0,55; \quad B_f = 0,79; \quad B_b = 0,55.$$

Коэффициенты излучения для вариантов с алюминиевым и серебряным лицевыми слоями равны $\varepsilon_f^{Al} = 0,05$ и $\varepsilon_f^{Ag} = 0,03$ соответственно. Коэффициент отражения определяется с применением метода матриц переноса (4) – (8). Ускорение от идеального отражающего паруса с нулевым углом установки (перпендикулярно направлению солнечного излучения), которое в размерной форме соответствует $a_0 = 0,9107 \text{ мм/с}^2$, принято за характеристику отношения эффективной площади паруса к массе космического аппарата для обоих конструкций. Для моделирования процессов деградации (11) – (15)

коэффициент и фактор деградации плёнки определялись по результатам экспериментов из работы [18].

Определение оптических характеристик. Корректность разработанной модели для расчёта коэффициентов отражения для обоих вариантов плёнки для фиксированной длины волны 0,3 мкм подтвердилась согласованностью полученных результатов с эталонными значениями коэффициентов отражения из открытой базы данных [11]. На рис. 1 приведены коэффициенты отражения для S-поляризованного (полужирная пунктирная линия), P-поляризованного (пунктирная линия) и неполяризованного (сплошная линия) электромагнитного излучения. Покрытая серебром плёнка пропускает ультрафиолетовое излучение, а 83,3% электромагнитной волны поглощается ПВС, поэтому её коэффициент отражения равен 0,167 для нормальной ориентации солнечного паруса в направлении источника излучения. Этот результат, а также рассчитанное значение коэффициента отражения для солнечного паруса с алюминиевым покрытием (0,927) аналогичны эталонным. Однако на рис. 1, б можно заметить частые флуктуации, отсутствующие на аналогичном графике из базы данных [11]. Это показывает, что для таких толщин поверхностей часть солнечного излучения попадает на второй и третий слои плёнки под другими углами из-за преломления и повторно отражается.

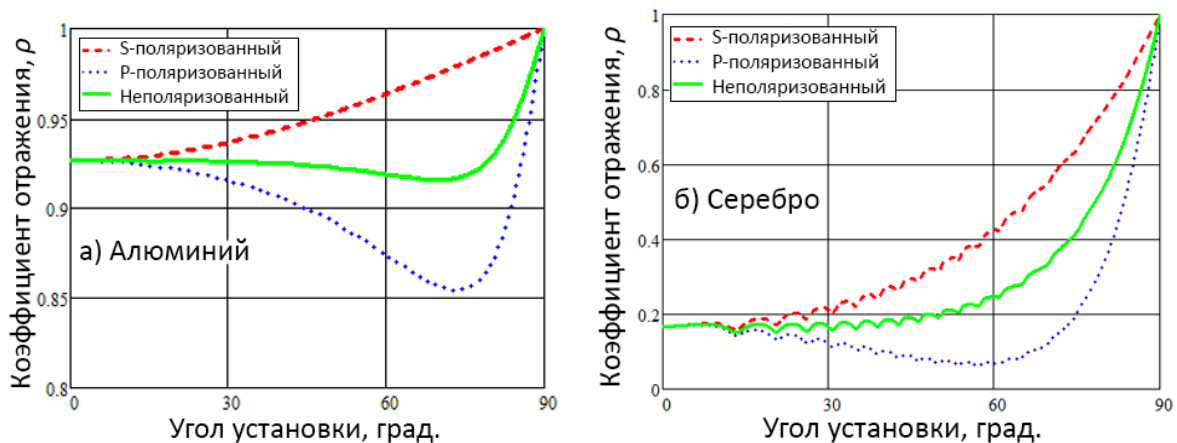


Рис. 1. Коэффициент отражения солнечного паруса с алюминиевой (а) и серебряной (б) отражающими поверхностями в зависимости от угла падения солнечного излучения при длине волны 0,3 мкм

Для расчёта оптических характеристик поверхности паруса, которая находится под действием всего спектра солнечного излучения, применялось уравнение (10). Диапазон спектра солнечного излучения взят от 0,2 до 2,4 мкм, что составляет около 96% от общего солнечного излучения (рис. 2). Стоит отметить, что используемые (и показанные на рис. 2) данные о распределении интенсивности солнечного спектрального излучения были собраны в рамках проекта «Whole Heliosphere Interval (WHI) 2008» [19]. Научно-исследовательский спутник SORCE выполнил практически все измерения для проекта и за 16 лет его работы не зафиксировал каких-либо значительных изменений в величине или распределении спектра солнечного излучения. Таким образом, можно предположить, что распределение интенсивности между частотами практически не зависит от солнечной активности.

На рис. 3 представлены результаты расчёта коэффициента отражения для обоих вариантов солнечного паруса в пределах исследуемых диапазонов длин волн. Среднее значение отражательной способности рассчитывается в соответствии с солнечной спектральной освещённостью в космосе (без потерь из-за атмосферного поглощения). Полученные результаты показывают, что усреднённый коэффициент отражения плёнки с

алюминиевым лицевым слоем выше ($\rho = 0,911$), чем у плёнки с серебряным покрытием ($\rho = 0,895$) несмотря на то, что алюминий имеет более низкий коэффициент отражения в наиболее интенсивном видимом диапазоне спектра.

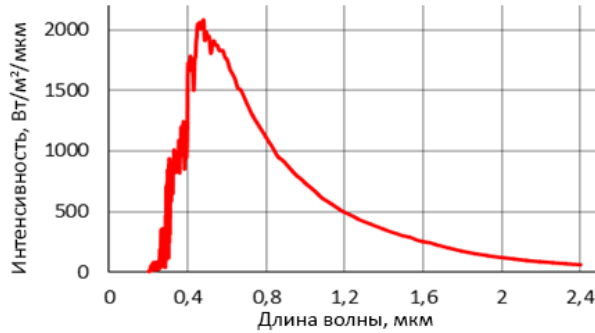


Рис. 2. Распределение солнечного спектрального излучения по данным LISIRD и измерениям, собранным космическим аппаратом SORCE

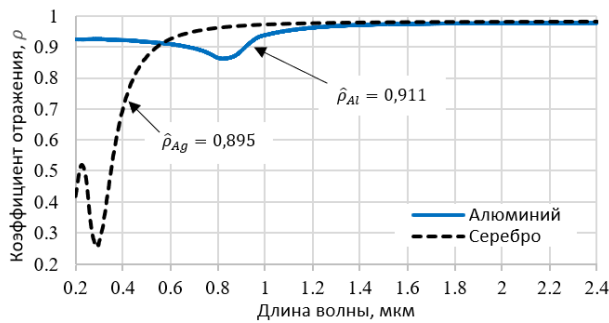


Рис. 3. Коэффициент отражения для рассматриваемого спектра солнечного излучения

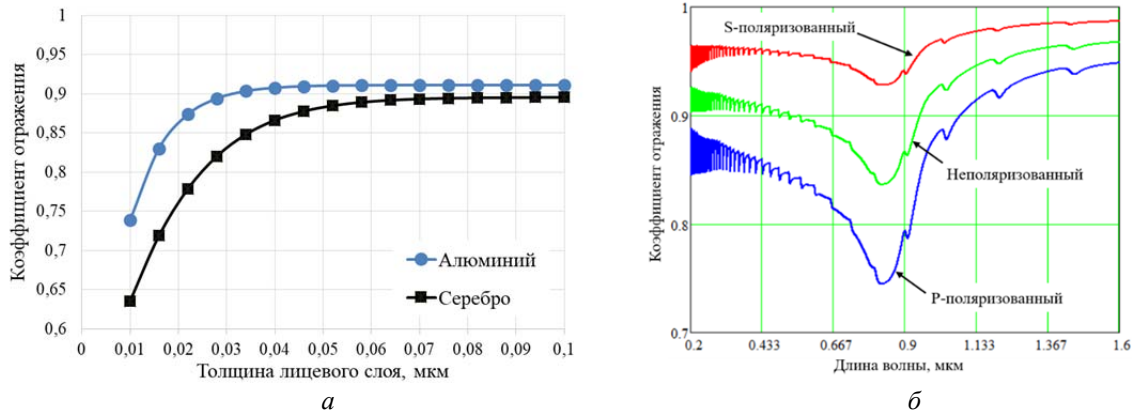


Рис. 4. Влияние толщины отражающей поверхности паруса на коэффициент отражения:
 а – определение минимальной толщины отражающей поверхности паруса;
 б – проявление повторного отражения внутри слоёв солнечного паруса с толщиной алюминиевого слоя 0,04 мкм

С точки зрения массы солнечного паруса, чем меньше толщина отражающего слоя, тем лучше. Однако имеется минимальный предел толщины отражающего материала, связанный с резким увеличением коэффициента пропускания. Чтобы определить этот предел, был произведён расчёт усреднённого коэффициента отражения для 15 об-

разцов обоих вариантов плёнки с толщиной слоя отражающего материала от 0,01 до 0,1 мкм (рис. 4, а).

Результаты расчётов показывают, что алюминий теряет свои отражательные способности при толщине отражающего слоя менее 0,03 мкм, а эффективность серебряного покрытия начинает падать при толщине отражающего слоя менее 0,05 мкм. Таким образом, алюминий превосходит серебро не только по усреднённому коэффициенту отражения, но и по допустимой толщине плёнки. Стоит отметить, что повторяющееся отражение внутри тонких плёнок появляется задолго до заметных потерь в коэффициенте отражения (рис. 4, б).

Влияние изменений оптических характеристик на орбитальное движение.

Неидеальное отражение и деградация солнечного паруса накладывают существенные ограничения на управление движением. На рис. 5, а показано, как угол между направлением ускорения, создаваемым давлением солнечного излучения, и вектором гелиоцентрического радиуса космического аппарата зависит от угла установки паруса для разных значений коэффициента отражения. Внешняя линия соответствует ускорению от идеально отражающего паруса ($\rho = 1$), но с небольшим рассеиванием ($\zeta = 0,94$). Внутренние линии соответствуют поверхностям с разными коэффициентами отражения: 0,95; 0,9; 0,85 и 0,8.

На рис. 5, б показано изменение коэффициента отражения солнечного паруса вследствие деградации. Предполагается, что космический аппарат совершает периодическое движение по гелиоцентрической орбите с перицентром, равным радиусу орбиты Меркурия, и апоцентром, равным среднему радиусу орбиты Земли. Продемонстрировано изменение коэффициента отражения за 10 лет при различных факторах деградации. Верхняя линия соответствует фактору деградации $d = 0,05$. Нижние графики соответствуют факторам деградации от 0,10 до 0,25.

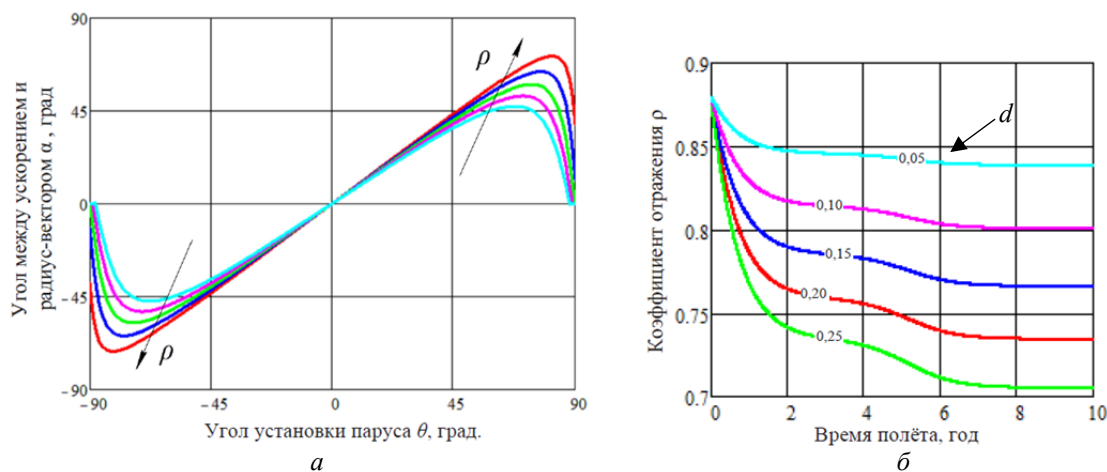


Рис. 5. Влияние деградации солнечного паруса на управление и коэффициент отражения:
 а – зависимость угла между направлением ускорения и радиус-вектором от угла установки паруса;
 б – изменение коэффициента отражения при гелиоцентрическом полёте алюминиевого паруса по высокоэллиптической орбите

Моделирование гелиоцентрического перелёта Земля – Меркурий. Цели моделирования гелиоцентрического перелёта от Земли до Меркурия с учётом изменения оптических характеристик:

- оценить влияние погрешности в определении величины усреднённого коэффициента отражения на длительность перелёта и траекторию движения;

- оценить влияние деградации на длительность перелёта и траекторию движения солнечного паруса;
- сравнить установившуюся температуру поверхности солнечного паруса с учётом и без учёта деградации поверхности.

Результаты моделирования приведены в табл. 1, а на рис. 6 показаны соответствующие траектории перелётов солнечного паруса.

Таблица 1. Результаты моделирования

Цель моделирования	Коэффициент отражения	Деградация	Температура, К	Время полёта, сут.
Оценка ошибки в определении коэффициента отражения	0,958	Да	339,33	329
	0,895	Да	393,15	353
Оценка влияния деградации	0,911	Нет	346,85	339
	0,911	Да	378,58	345

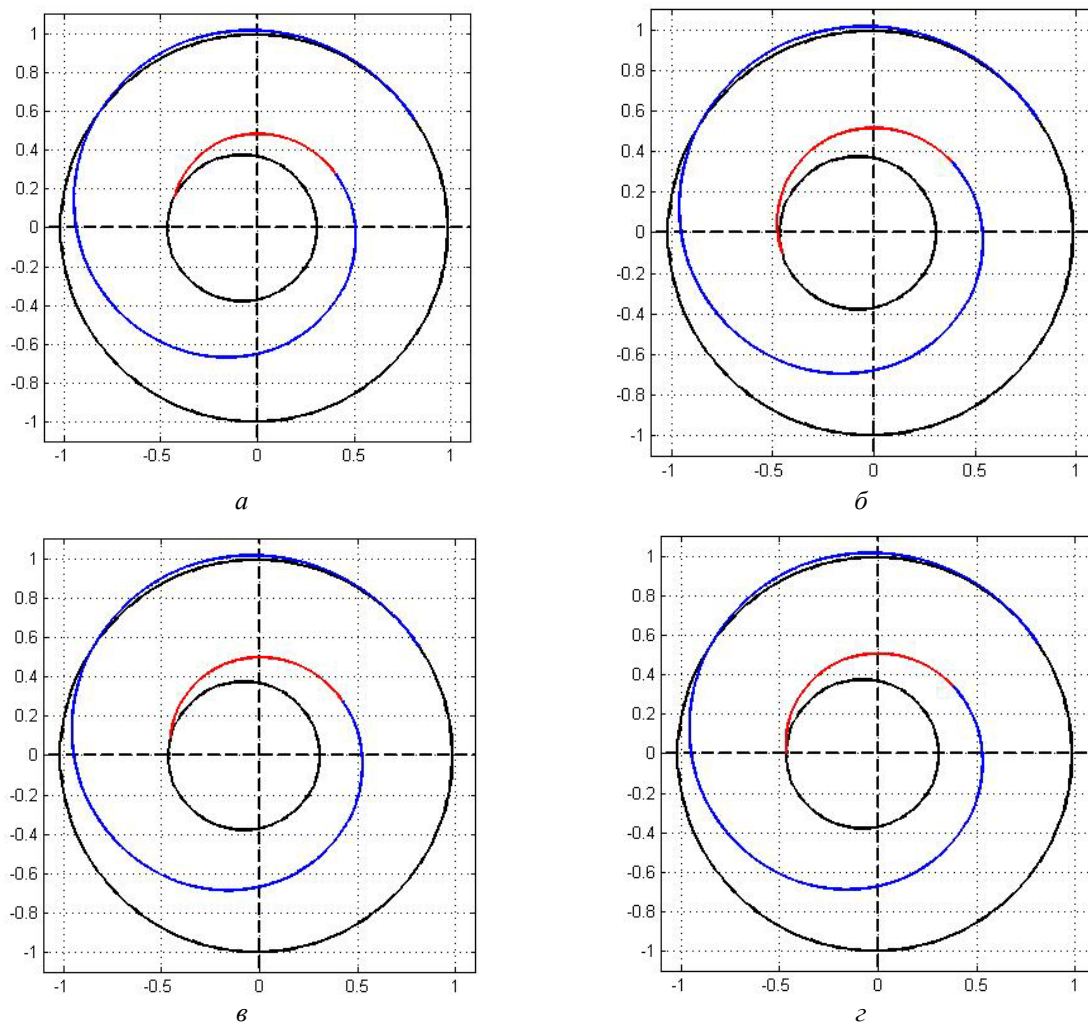


Рис. 6. Траектории солнечного паруса для каждого сеанса моделирования:
 а – парус с серебряным покрытием без учёта многослойности конструкции и спектров излучения Солнца, $\rho^{Ag} = 0,958$;

б – парус с серебряным покрытием, рассчитанный по уравнениям (4) – (8), $\rho^{Ag} = 0,895$;

в – алюминиевый парус без деградации; г – алюминиевый парус с деградацией

Каждый перелёт содержит два этапа движения: участок с уменьшением большой полуоси и участок увеличения эксцентриситета. Для анализа погрешности определения коэффициента отражения используется парус с серебряной отражающей поверхностью. Во время первого численного моделирования значение коэффициента отражения было принято равным 0,958, что соответствует отражению спектра видимого света, который имеет наибольшую интенсивность излучения среди других длин волн. Во втором моделировании выбрано значение усреднённого коэффициента отражения в 0,895, которое соответствует рассчитанному по описанной методике. Разница в продолжительности перелёта в 24 суток (17%) является значительной и может привести к некорректному баллистическому проектированию всей миссии.

Для анализа влияния деградации использовался алюминиевый парус. Результаты моделирования показывают, что процесс деградации увеличивает время полёта на 6 суток, а установившаяся температура паруса увеличивается на 31,73 К. Длительность перелёта к Меркурию в целом невелика, что и объясняет незначительное влияние деградации на общую длительность перелёта.

Заключение

Оптические характеристики играют важную роль в управлении движением космических аппаратов с солнечным парусом и существенно влияют на его орбитальное движение в целом. Проведённое моделирование перелёта подтвердило это утверждение, особенно в условиях длительного полёта, для которого проектируются солнечные паруса. Рассмотренные математические модели неидеального отражения, деградации, установившейся температуры и предложенная методика определения оптических характеристик могут быть использованы при проектировании солнечного паруса.

Результаты расчёта оптических характеристик показали, что современные тенденции уменьшения толщины отражающей поверхности паруса имеют свои пределы, по достижении которых следует искать другие пути повышения эффективности солнечного паруса. Поскольку солнечные паруса позволяют изменять скорость космического аппарата за счёт небольшого, но постоянного ускорения в течение длительного периода времени, ошибка в прогнозируемом движении постоянно увеличивается. Таким образом, в процессе баллистического проектирования солнечного паруса рекомендуется немного занижать его возможности, чтобы в процессе реализации космической миссии он был гарантированно способен выполнить поставленные задачи. Следующим этапом в уточнении математических моделей функционирования солнечного паруса является экспериментальное определение коэффициентов и факторов деградации.

Кроме того, полученные результаты могут найти применение в проектном анализе космических аппаратов с солнечным парусом. Определив минимальную толщину отражающего слоя из условий сохранения высокого показателя коэффициента отражения, толщину подложки из условий прочности и толщину излучающего тепло нижнего слоя, можно получить массу проектируемого солнечного паруса. Потребное характеристическое ускорение формируется при баллистическом проектировании, а площадь поверхности выбирается соответствующей найденному ускорению и заданной массе полезной нагрузки.

Библиографический список

1. Поляхова Е.Н. Космический полёт с солнечным парусом: проблемы и перспективы. М.: Наука, 1986. 304 с.
2. McInnes C.R. Solar sailing: Technology, dynamics and mission applications. Springer Berlin, Heidelberg, 2004. 296 p.

3. Mori O., Sawada H., Funase R., Morimoto M., Endo T., Yamamoto T., Tsuda Yu., Kawakatsu Ya., Kawaguchi J., Miyazaki Ya., Shirasawa Yo. First solar power sail demonstration by IKAROS // Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan. 2010. V. 8, Iss. 27. P. 25-31. DOI: 10.2322/tastj.8.To_4_25
4. Kezerashvili R.Ya. Space exploration with a solar sail coated by materials that undergo thermal desorption // Acta Astronautica. 2015. V. 117. P. 231-237. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.08.007
5. Vulpetti G., Santoli S., Mocci G. Preliminary investigation on carbon nanotube membranes for photon solar sails // Journal of the British Interplanetary Society. 2008. V. 61, Iss. 8. P. 284-289.
6. Vulpetti G., Johnson L., Matloff G.L. Solar sails: A novel approach to interplanetary travel. New York: Springer, 2015. 277 p. DOI: 10.1007/978-1-4939-0941-4
7. Stenzel O. The physics of thin film optical spectra. Cham: Springer, 2015. 352 p. DOI: 10.1007/978-3-319-21602-7
8. Gueymard C.A. The sun's total and spectral irradiance for solar energy applications and solar radiation models // Solar Energy. 2004. V. 76, Iss. 4. P. 423-453. DOI: 10.1016/J.SOLENER.2003.08.039
9. Forward R.L. Grey solar sails // Proceedings of the 25th Joint Propulsion Conference (July, 10-12, 1989, Monterey, California). DOI: 10.2514/6.1989-2343
10. Born M., Wolf E. Principles of optics: electromagnetic theory of propagation, interference and diffraction of light. Elsevier, 1980. 836 p.
11. Polyanskiy M.N. Refractive index database. <https://refractiveindex.info>
12. Laboratory for Atmospheric & Space Physics. LASP Interactive Solar Irradiance Datacenter (LISIRD). <https://lasp.colorado.edu/lisird/>
13. Dachwald B., Mengali G., Quarta A.A., Macdonald M. Parametric model and optimal control of solar sails with optical degradation // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2006. V. 29, Iss 5. P. 1170-1178. DOI: 10.2514/1.20313
14. Коблик В.В., Поляхова Е.Н., Соколов Л.Л., Смирнов А.С. Управляемые парусные перелёты на околосолнечные орбиты при ограничениях на температуру солнечного паруса // Космические исследования. 1996. Т. 34, № 6. С. 618-625.
15. Kezerashvili R.Y., Macdonald M. Solar sail: Materials and space environmental effects // In book: «Advances in Solar Sailing». Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2014. P. 573-592. DOI: 10.1007/978-3-642-34907-2_36
16. Хабибуллин Р.М., Старинова О.Л. Алгоритм применения законов управления движением космического аппарата с солнечным парусом для совершения некомпланарного перелёта Земля – Марс // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. № 8 (104). DOI: 10.18698/2308-6033-2020-8-2006
17. Wright J.L. Space sailing. Taylor & Francis, 1992. 258 p.
18. Dever J.A., Miller S.K., Sechkar E.A., Wittberg T.N. Space environment exposure of polymer films on the materials international space station experiment: Results from MISSE 1 and MISSE 2 // High Performance Polymers. 2008. V. 20, Iss. 4-5. P. 371-387. DOI: 10.1177/0954008308089704
19. Woods T.N., Chamberlin P.C., Harder J.W., Hock R.A., Snow M., Eparvier F.G., Fontenla J., McClintock W.E., Richard E.C. Solar Irradiance Reference Spectra (SIRS) for the 2008 Whole Heliosphere Interval (WHI) // Geophysical Research Letters. 2009. V. 36, Iss. 1. DOI: 10.1029/2008GL036373

OPTICAL CHARACTERISTICS OF A MULTILAYER SOLAR SAIL AND THEIR EFFECT ON ITS HELIOCENTRIC MOTION

© 2022

M. A. Rozhkov Postgraduate Student of the Department of Flight Dynamics
and Control Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
rozhkov.ma@ssau.ru

The purpose of this work is to determine the influence of the optical characteristics of a thin multilayer solar sail on its orbital motion. First of all, the influence of the coefficients of reflection, scattering and absorption is investigated. These coefficients are computed on the basis of a mathematical model of the optical characteristics of a multilayer epitaxial thin film which is a solar sail itself. The paper considers the effect of temperature changes and sail surface degradation on its optical properties. Modeling of changes in optical characteristics is carried out drawing on an example of heliocentric flight from the Earth to Mercury applying locally optimal control laws. Applying the transfer matrix method and considering the distribution of solar spectral radiation optical parameters for two distinct constructions of a solar sail were obtained (aluminum and silver front coating).

Solar sail; non-ideal reflection; optical characteristics degradation; solar spectral radiation; multilayer epitaxial films; transfer matrix method; flight from the Earth to Mercury; locally optimal control laws

Citation: Rozhkov M.A. Optical characteristics of a multilayer solar sail and their effect on its heliocentric motion. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 4. P. 52-65.
DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-52-65

References

1. Polyakhova E.N. *Kosmicheskij polet s solnechnym parusom: problemy i perspektivy* [Space flight with solar sail: problems and prospects]. Moscow: Nauka Publ., 1986. 304 p.
2. McInnes C.R. *Solar sailing: Technology, dynamics and mission applications*. Springer Berlin, Heidelberg, 2004. 296 p.
3. Mori O., Sawada H., Funase R., Morimoto M., Endo T., Yamamoto T., Tsuda Yu., Kawakatsu Ya., Kawaguchi J., Miyazaki Ya., Shirasawa Yo. First solar power sail demonstration by IKAROS. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*. 2010. V. 8, Iss. 27. P. 25-31. DOI: 10.2322/tastj.8.To_4_25
4. Kezerashvili R.Ya. Space exploration with a solar sail coated by materials that undergo thermal desorption. *Acta Astronautica*. 2015. V. 117. P. 231-237. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.08.007
5. Vulpetti G., Santoli S., Mocci G. Preliminary investigation on carbon nanotube membranes for photon solar sails. *Journal of the British Interplanetary Society*. 2008. V. 61, Iss. 8. P. 284-289.
6. Vulpetti G., Johnson L., Matloff G.L. *Solar sails: A novel approach to interplanetary travel*. New York: Springer, 2015. 277 p. DOI: 10.1007/978-1-4939-0941-4
7. Stenzel O. *The physics of thin film optical spectra*. Cham: Springer, 2015. 352 p. DOI: 10.1007/978-3-319-21602-7
8. Gueymard C.A. The sun's total and spectral irradiance for solar energy applications and solar radiation models. *Solar Energy*. 2004. V. 76, Iss. 4. P. 423-453. DOI: 10.1016/J.SOLENER.2003.08.039
9. Forward R.L. Grey solar sails. *Proceedings of the 25th Joint Propulsion Conference (July, 10-12, 1989, Monterey, California)*. DOI: 10.2514/6.1989-2343

10. Born M., Wolf E. Principles of optics: electromagnetic theory of propagation, interference and diffraction of light. Elsevier, 1980. 836 p.
11. Polyanskiy M.N. Refractive index database. Available at: <https://refractiveindex.info>
12. Laboratory for Atmospheric & Space Physics. LASP Interactive Solar Irradiance Datacenter (LISIRD). Available at: <https://lasp.colorado.edu/lisird/>
13. Dachwald B., Mengali G., Quarta A.A., Macdonald M. Parametric model and optimal control of solar sails with optical degradation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2006. V. 29, Iss 5. P. 1170-1178. DOI: 10.2514/1.20313
14. Koblik V.V., Polyakhova E.N., Sokolov L.L., Shmyrov A.S. Controlled solar sailing transfer flights into near-Sun orbits under restrictions on sail temperature. *Cosmic Research*. 1996. V. 34, Iss. 6. P. 572-578.
15. Kezerashvili R.Y., Macdonald M. Solar sail: Materials and space environmental effects. In book: «*Advances in Solar Sailing*». Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2014. P. 573-592. DOI: 10.1007/978-3-642-34907-2_36
16. Khabibullin R.M., Starinova O.L. An algorithm for controlling the spatial motion of a spacecraft with an imperfectly reflecting solar sail based on the laws of locally optimal control for Earth – Mars heliocentric flight. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2020. No. 8 (104). (In Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2020-8-2006
17. Wright J.L. Space sailing. Taylor & Francis, 1992. 258 p.
18. Dever J.A., Miller S.K., Sechkar E.A., Wittberg T.N. Space environment exposure of polymer films on the materials international space station experiment: Results from MISSE 1 and MISSE 2. *High Performance Polymers*. 2008. V. 20, Iss. 4-5. P. 371-387. DOI: 10.1177/0954008308089704
19. Woods T.N., Chamberlin P.C., Harder J.W., Hock R.A., Snow M., Eparvier F.G., Fontenla J., McClintock W.E., Richard E.C. Solar Irradiance Reference Spectra (SIRS) for the 2008 Whole Heliosphere Interval (WHI). *Geophysical Research Letters*. 2009. V. 36, Iss. 1. DOI: 10.1029/2008GL036373

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ, ВКЛЮЧАЮЩЕЙ ХИМИЧЕСКИЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК «ДМ» И ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ МОДУЛЬ

© 2022

А. С. Русских начальник отдела;
Ракетно-космическая корпорация «Энергия»
имени С.П. Королёва, г. Королёв;
anton.russkikh@rsce.ru

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

Статья посвящена разработке методики проектирования космической транспортной системы, обладающей по сравнению с традиционными схемами выведения более высокими характеристиками массы выводимой полезной нагрузки на высокоэнергетические орбиты, включая геостационарную, реализуемой путём систематизации проектных расчётов и предложений по рациональному конструированию межорбитальных аппаратов с комбинированной двигательной установкой, и разработке алгоритма создания электронной модели межорбитального транспортного аппарата в системе автоматизированного проектирования РТС Сгео. Рассмотрены алгоритмы расчёта проектных параметров электроракетного транспортного модуля и баллистических параметров перелёта космического аппарата на целевую орбиту. Предложена методика формирования проектного облика электроракетного транспортного модуля на основе полученных проектных параметров. В системе трёхмерного моделирования разработана электронная модель электроракетного модуля, отображающая его конструктивное исполнение в соответствии с полученными проектными параметрами и удовлетворяющая конструктивным требованиям, накладываемым другими составными частями космической транспортной системы. Предложенная методика позволяет проектировать космическую транспортную систему, в состав которой входит разгонный блок и электроракетный транспортный модуль, предназначенную для реализации комбинированной схемы выведения полезной нагрузки.

Космическая транспортная система; межорбитальный транспортный аппарат; химический разгонный блок; электроракетный транспортный модуль; электроракетная двигательная установка; система трёхмерного моделирования; нисходящее проектирование

Цитирование: Русских А.С., Салмин В.В. Проектирование космической транспортной системы, включающей химический разгонный блок «ДМ» и электроракетный транспортный модуль // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 4. С. 66-75. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-66-75

Введение

В связи с географическим положением для России актуальна проблема повышения массы выводимых полезных грузов в космос, т.к. её космодромы расположены далеко от экватора. Космический аппарат (КА) выводится с минимальными энергетическими затратами на орбиту, наклонение которой соответствует географической широте космодрома. Наиболее критична широта космодрома при выведении на геостационарные орбиты (ГСО), лежащие в плоскости экватора. На них размещают спутники связи и ретрансляторы телепередач, то есть, прежде всего, коммерческие КА. Космодром для запуска геостационарных спутников должен располагаться в более низких широтах. В этом отношении лучшие места занимают европейский космодром Куру, расположенный на широте около 5 град; бразильский космодром Алькантара с широтой всего 2,2 град и плавучий космодром «Морской старт», который может вести за-

пуски прямо с экватора. При старте с экватора ракета-носитель (РН) сразу получает дополнительную скорость 465 м/с в направлении на восток, обусловленную вращением Земли (для Плесецка величина этой дополнительной скорости равна 211 м/с, для Байконура – 315 м/с) [1]. Применение схемы выведения с комбинацией двигателей большой и малой тяги позволяет в более продолжительные, но приемлемые сроки, вывести на орбиту полезную нагрузку (ПН) большей массы по сравнению с традиционными схемами.

В таких науко- и трудоёмких отраслях как космическое машиностроение огромную роль в создании конкурентоспособной продукции играет применение компьютерных технологий для проектировочных расчётов, инженерного анализа, разработки и выпуска конструкторской документации и, в конечном счёте, налаживания производства. Целью применения компьютерных технологий является сокращение сроков проектирования, конструирования и производства ракетно-космической техники, а также повышение качества выпускаемых изделий.

В связи с вышесказанным возникает необходимость разработки методики проектирования космической транспортной системы (КТС) с химическим разгонным блоком (ХРБ) и электроракетным транспортным модулем (ЭРТМ) с применением систем автоматизированного проектирования (САПР).

Космическая транспортная система с комбинированной двигательной установкой

Процесс выведения полезной нагрузки (ПН) на орбиту состоит из активных и пассивных этапов. На активном этапе движение космического аппарата обеспечивает работа двигателей, создающих реактивную силу тяги, а на пассивных этапах движение космического аппарата происходит по инерции.

Реактивная сила тяги F , получаемая при истечении в единицу времени массы \dot{m} со скоростью u , равна $\dot{m}u$. Ускорение, приобретаемое КА массой μ в результате этого, составит $a = \dot{m}u/\mu$. Следовательно одно и то же ускорение можно сообщить как при большом расходе \dot{m} и малой скорости истечения u , так и наоборот: при малом расходе, но большой скорости истечения.

Основным по затратам мощности является этап выведения КА с поверхности планеты (например, Земли) на некоторую основную или промежуточную орбиту.

Для КА, выведенных на орбиту, как правило, нужны двигатели малой тяги, мощность которых может измеряться немногими киловаттами и даже единицами ватт. Но при этом они должны обеспечивать большие скорости истечения. Наиболее универсальными и простыми двигателями, удовлетворяющими этим требованиям, являются электроракетные двигатели (ЭРД).

Для повышения эффективности выведения полезной нагрузки целесообразно использовать комбинированную схему, сочетающую в себе достоинства как манёвров с большой тягой (малое время перелёта), так и с малой тягой (большая масса полезной нагрузки).

В случае использования такой схемы выведение происходит в два этапа:

- на первом этапе ХРБ формирует промежуточную орбиту;
- на втором этапе ЭРТМ производит довыведение полезной нагрузки с промежуточной орбиты до целевой.

В данной работе предлагается следующая комбинированная схема перелёта на целевую орбиту: с помощью ХРБ осуществляется двухимпульсный компланарный переход с низкой околоземной орбиты на промежуточную орбиту, после чего ХРБ отде-

ляется, а затем с использованием ЭРТМ осуществляется некомпланарный переход с промежуточной орбиты на целевую.

Космическая транспортная система является сложной технической системой, которая представляет собой целостную многоуровневую подсистему сложной смешанной системы на техническом структурном уровне. При проектировании сложной технической системы необходимо определить, какими характеристиками должны обладать оптимальные компоненты системы.

Для снижения затрат средств и времени на разработку КТС в её составе предполагается максимально возможное использование уже разработанных и серийно выпускаемых изделий. Это ракетно-технический комплекс и наземный комплекс управления, переходный отсек и разгонный блок, головной обтекатель. Таким образом, для разработки КТС недостающим звеном является лишь ЭРТМ, для формирования проектного облика которого необходимо получить проектные параметры путём оптимизации комбинированной схемы выведения.

Алгоритм и анализ результатов решения задачи оптимизации параметров перелёта и проектных параметров межорбитального транспортного аппарата

Для определения проектных параметров ЭРТМ, необходимых для формирования его проектного облика, будем считать его частью сложного КА, состоящего из разгонного блока, ЭРТМ и полезной нагрузки – КА с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ). Связку ХРБ с ЭРТМ будем называть межорбитальным транспортным аппаратом (МТА).

Оптимизация комбинированных схем перелётов заключается в выборе параметров баллистической схемы b , управлений вектором тяги $z(t)$, траекторий динамического манёвра $x(t)$ и проектных параметров межорбитального транспортного аппарата p , удовлетворяющих условию экстремума выбранного главного критерия.

Алгоритм решения многокритериальной задачи оптимизации баллистических параметров перелёта и проектных параметров МТА предполагает три этапа.

На первом этапе на основе перебора параметров баллистической схемы b (большой полуоси и эксцентриситета промежуточной орбиты) с заданным шагом производится моделирование каждого расчётного варианта. В плоскости параметров «время перелёта – масса полезной нагрузки» строится множество решений π_1 . Далее применяется метод рабочих характеристик ($M_{\text{ПН}} = \text{fixe}$, $T_2 = \text{var}$) и исходное множество решений π_1 сужается до множества Парето $\pi_2 \subset \pi_1$, которое является верхней границей множества π_1 . На третьем этапе решается задача параметрической оптимизации, то есть выбора оптимальных проектных параметров электроракетного транспортного модуля (мощности энергоустановки, площади солнечных батарей, типа и количества электроракетных двигателей, массы рабочего тела и т.д.). Оптимизация тяги, скорости истечения ЭРД не проводится, так как используется уже спроектированный ЭРД. Более подробно оптимизация баллистических схем перелёта описана в работе [2].

Рассмотрим КТС, в состав которой входят РН «Ангара-А5», РБ «ДМ», ЭРТМ и которая используется для выведения ПН на ГСО. Исходные данные для расчётов параметров космической транспортной системы приведены в табл. 1

Для формирования множества решений будем варьировать параметры промежуточной орбиты и количества электроракетных двигателей. Полученные результаты представлены в табл. 2. Зависимость массы ПН от времени перелёта показана на рис. 1.

Таблица 1. Исходные данные для расчётов параметров космической транспортной системы

Начальная масса КА, кг	24500
Масса рабочего запаса топлива ХРБ, кг	18991
Конечная (сухая) масса ХРБ, кг	3377
Тяга двигателя ХРБ, Н	50000
Удельная тяга двигателя ХРБ, с	356
Тяга одного ЭРД (СПД-140), мН	280/170
Удельный импульс ЭРД, с	1700/2800
Потребляемая мощность одного ЭРД, кВт	4,5/4,8
Масса одного ЭРД, кг	8,5
Режим работы ЭРДУ в тени Земли	не выкл.
Удельная масса энергоустановки, кг/кВт	10
Удельная масса системы подачи и хранения рабочего тела	0,10
Относительная масса конструкции КА (после отделения РБ ДМ-03)	0,20
Высота начальной орбиты, км	200
Наклонение начальной орбиты, град.	51,5

Таблица 2. Результаты расчётов параметров космической транспортной системы

Варьируемые параметры									
Количество рабочих ЭРД	8			12			16		
	Большая полуось промежуточной орбиты, км	16000	24000	32000	16000	24000	32000	16000	24000
Эксцентриситет промежуточной орбиты	0,6	0,7	0,8	0,6	0,7	0,8	0,6	0,7	0,8
Баллистические параметры перелёта									
Время перелёта, сут.	268	204	181	179	136	122	134	102	92
Моторное время, сут.	268	204	181	179	136	122	134	102	92
Время пребывания КА в радиационных поясах Земли, сут.	101	93	74	76	42	49	49	38	32
Время пребывания в тени Земли, сут.	4,96	2,35	1,67	4,45	3,67	4,54	5,16	4,47	3,11
Период обращения, ч	23,934								
Количество витков	458	244	189	305	163	128	229	122	96
Характеристическая скорость, км/с	5,53	5,08	5,02	5,54	5,08	5,08	5,53	5,08	5,11
Проектные параметры перелёта									
Масса КА на промежуточной орбите, кг	11018	9005	8065	11018	9005	8065	11018	9005	8065
Масса энергоустановки, кг	360	360	360	540	540	540	720	720	720
Масса ЭРДУ, кг	102	102	102	153	153	153	204	204	204
Масса системы подачи и хранения рабочего ЭРДУ, кг	311	237	210	311	237	212	311	237	213
Масса рабочего тела ЭРДУ, кг	3111	2366	2096	3112	2366	2119	3110	2366	2127
Масса конструкции, кг	2204	1801	1613	2204	1801	1613	2204	1801	1613
Масса полезной нагрузки, кг	4930	4139	3684	4698	3909	3429	4469	3679	3189
Полная тяга, мН	2240	2240	2240	3360	3360	3360	4480	4480	4480
Начальное ускорение, мм/с ²	0,203	0,249	0,278	0,305	0,373	0,417	0,407	0,497	0,555
Площадь солнечных батарей, м ²	130	130	130	196	196	196	261	261	261

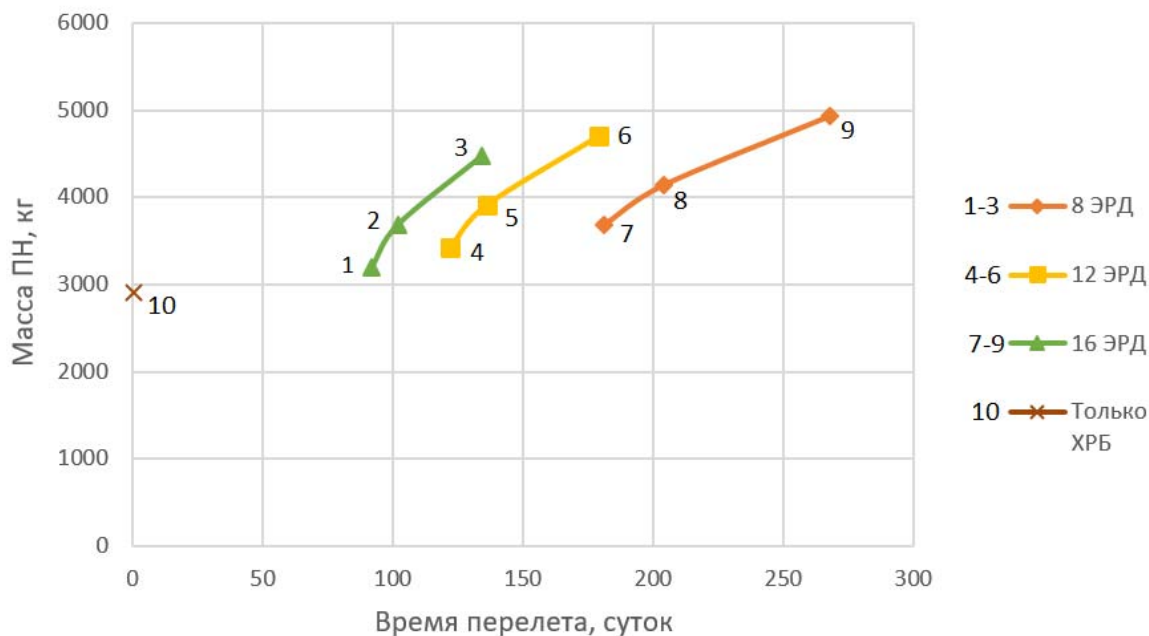


Рис. 1. Зависимость массы полезной нагрузки от времени перелёта

При использовании РН тяжёлого класса или РН «Ангара-А5» с РБ ДМ масса полезной нагрузки, доставляемой на геостационарную орбиту, при реализации традиционной трёхимпульсной схемы выведения составляет порядка 2900 кг. В случае же использования ЭРТМ на этапе довыведения КА с промежуточной орбиты на ГСО массу ПН можно увеличить до 3200-4900 кг при средней продолжительности перелёта 90-270 суток.

Формирование проектного облика космической транспортной системы в системе трёхмерного моделирования

Космическая транспортная система включает множество составных частей (СЧ): космодром, комплекс управления, ракета-носитель, переходный отсек, орбитальные средства выведения, полезная нагрузка и её адаптер, головной обтекатель. Для реализации комбинированной схемы перелёта в состав КТС в качестве орбитальных средств выведения должны быть включены ХРБ и ЭРТМ.

Для снижения затрат и сроков проектирования КТС предлагается использовать в её составе как можно больше уже спроектированных СЧ и как можно меньше проектируемых вновь. Анализируя состав КТС, приведённый выше, приходим к выводу, что проектировать вновь необходимо лишь ЭРТМ, а все остальные СЧ заимствовать. В данной статье рассматривается КТС, в составе которой предполагается использование РН «Ангара-А5» и ХРБ «ДМ».

Состав необходимых систем ЭРТМ включает бортовой комплекс управления, систему электроснабжения, систему обеспечения теплового режима, двигательную установку.

Конструктивно-силовая схема ЭРТМ предлагается состоящей из двух отсеков: энергодвигательного и приборного. В энергодвигательном отсеке размещаются агрегаты системы электроснабжения и объединённой двигательной установки (ОДУ), состоящей из маршевой ЭРДУ и дополнительной двигательной установки ориентации и стабилизации.

Корпус отсеков представляет собой шестигранную призму, выполненную из композиционных материалов. Силовая конструкция состоит из алюминиевой рамы, облицованной трёхслойными панелями толщиной 20 мм. На внутренних поверхностях боковых сотовых панелей располагаются служебное приборное оборудование и аккумуляторные батареи, на наружной – солнечные батареи (СБ). На нижней панели ОДУ располагается основная часть агрегатов объединённой двигательной установки (электрореактивные двигатели, баллоны с ксеноном и гидразином, арматура и жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ)).

ЭРДУ создаёт маршевую тягу транспортного модуля и состоит из нескольких тяговых модулей (ТМ), включающих ЭРД типа СПД-140.

Система хранения и подачи ЭРДУ предназначена для хранения и подачи рабочего тела в ТМ и включает в себя шесть баллонов для хранения рабочего тела (ксенона), трубопроводы с клапанами, дросселирующими устройствами, теплообменниками-газификаторами и редукторами для подачи ксенона с необходимыми характеристиками (температурой, давлением и расходом) в коллекторы ТМ, а также датчики давления и предохранительный клапан.

Агрегаты и приборы, необходимые для работы ЭРДУ, размещаются на панели ОДУ. Заправочные и контрольные горловины, предохранительные клапаны и электрические соединители выведены на отдельные платы и доступны для наземного обслуживания и контроля в течение всего цикла наземной подготовки.

Дополнительная двигательная установка функционально является исполнительным органом бортового комплекса управления ЭРТМ и состоит из шести ЖРДМТ, работающих на гидразине; топливного бака; шар-баллона с газом наддува и др.

Система обеспечения теплового режима (СОТР) относится к пассивному типу, поддерживает тепловой режим элементов конструкции ЭРТМ и условия для нормального функционирования приборно-агрегатного оборудования в диапазонах гарантированных рабочих температур. Функционально к СОТР относятся тепловые трубы, радиаторы и электронагреватели.

Система электроснабжения предназначена для обеспечения электроэнергией на постоянном токе бортового оборудования ЭРТМ и включает в себя панели солнечных батарей, аккумуляторные батареи и преобразователи электроэнергии.

Бортовой комплекс управления обеспечивает выполнение программы полёта, работу ОДУ, навигационных приборов и передачу телеметрической информации.

Модель КТС предназначена для подробного анализа состава, основных узлов и отражает детальную проработку вариантов конструктивного построения КТС.

Структура электронной модели отображает конструктивное деление на отдельные сборочные единицы в соответствии с изложенными выше конструкцией, составом и устройством приборно-агрегатного оборудования.

Как было отмечено выше, вновь проектируемой составной частью КТС является только ЭРТМ. Структура модели ЭРТМ представлена на рис. 2.

Модель ЭРТМ создана с использованием методики нисходящего проектирования, когда изделие разрабатывается сначала как концептуальная модель, а затем, в процессе проектирования, постепенно развивается в полноценную модель с деталями и подбороками. При нисходящем проектировании основная информация о геометрии изделия содержится в модели каркаса. Изменение геометрии каркаса управляет геометрией всей сборки. На базе одного каркаса может быть проработано несколько вариантов комплектации изделия.

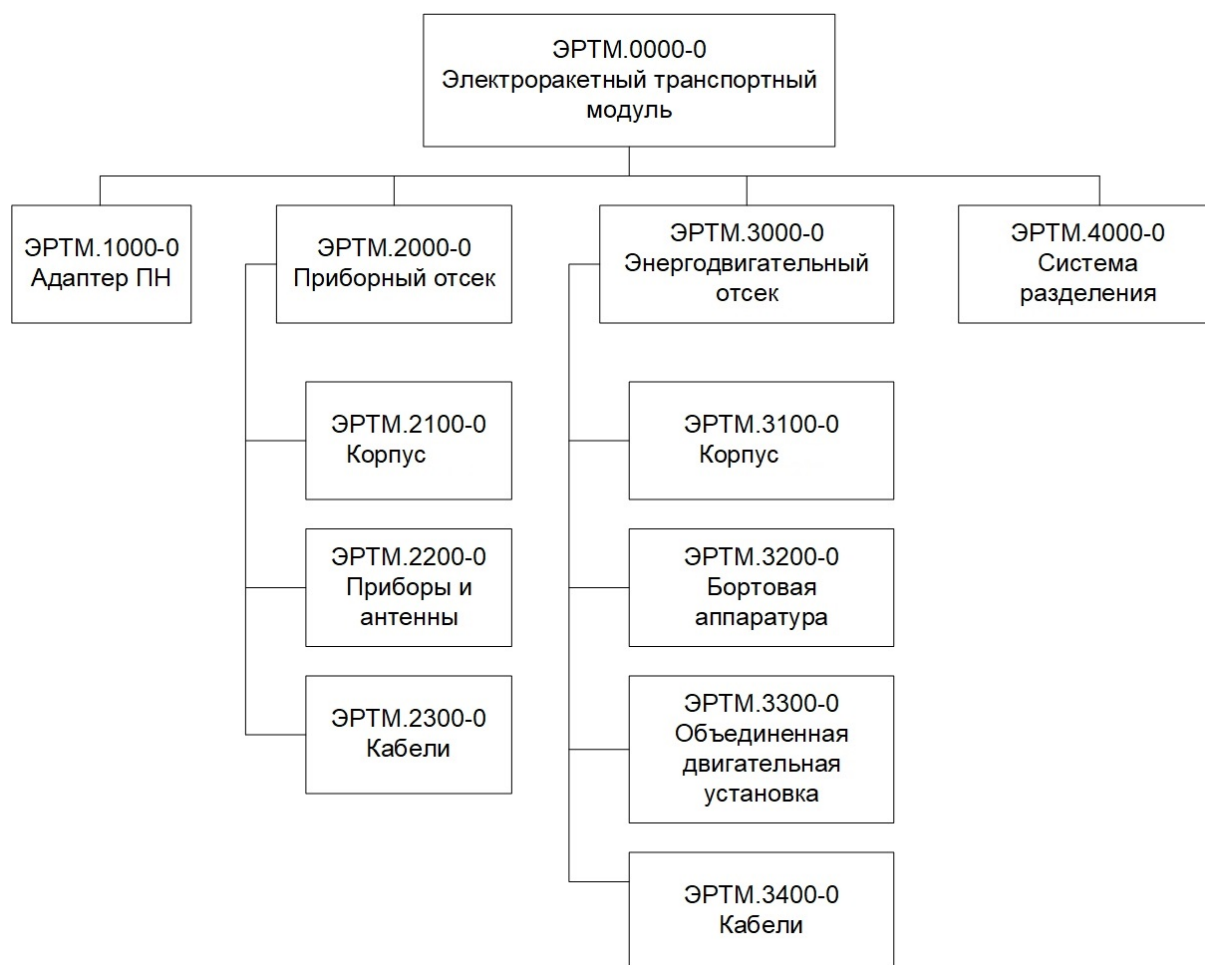


Рис. 2. Структура модели электроракетного транспортного модуля

Для формирования проектного облика ЭРТМ использовалось программное обеспечение PTC Creo. PTC Creo – система автоматизированного проектирования, представляющая расширяемое и совместимое параметрическое решение для максимально эффективной разработки, повышения качества конструкций изделий и сокращение сроков ввода изделий в эксплуатацию. Это программное средство помогает быстро разрабатывать очень качественные и точные цифровые модели. Более того, надёжные цифровые модели являются полностью ассоциативными. Любые внесённые в изделие изменения приводят к комплексному обновлению моделей и чертежей. Это программное обеспечение позволяет группам конструкторов создавать, анализировать, просматривать и максимально использовать проекты изделий на последующих этапах с помощью средств 2D CAD, 3D CAD, параметрического и прямого моделирования.

Применительно к системе автоматизированного проектирования PTC Creo модели мастер-геометрии представляют собой каркасные модели. Данные из мастер-геометрии верхнего уровня передаются на нижестоящий уровень и дополняются уточняющей геометрией, позволяя, таким образом, сформировать полную концептуальную схему проектируемого изделия. Заключительным этапом является создание реальных конструкторских моделей деталей и узлов со ссылками на мастер-геометрию и выпуск комплекта конструкторской документации на изделие.

В файлах мастер-геометрии проектантов и конструкторов можно заложить данные для разных модификаций изделия. Так как большая часть элементов и компонен-

тов изделия будет одинаковая в разных модификациях, то работа по созданию новой модификации значительно упростится [3].

Следуя предложенной методике создания электронной модели, в PTC Creo разработана модель мастер-геометрии, в которую заложены конструктивные ограничения, накладываемые другими СЧ КТС (зона конструкции ПН под головным обтекателем, стыковочные интерфейсы ХРБ «ДМ» и др.). Были созданы мастер-геометрии отсеков и солнечных батарей (СБ), которые затем наполнялись детальными моделями узлов и агрегатов. Разработанная электронная модель ЭРТМ представлена на рис. 3.

На рис. 4 представлена модель головной части с верхней ступенью РН космической транспортной системы с химическим разгонным блоком и электроракетным транспортным модулем.

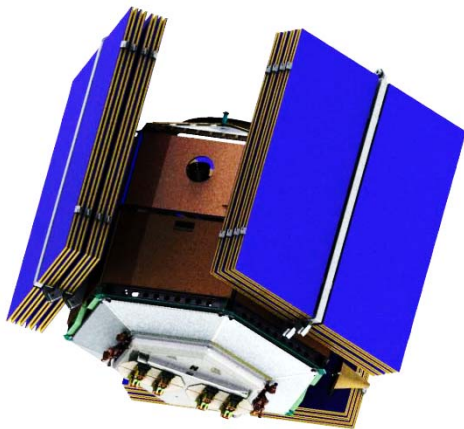


Рис. 3. Модель электроракетного транспортного модуля (солнечные батареи сложены)

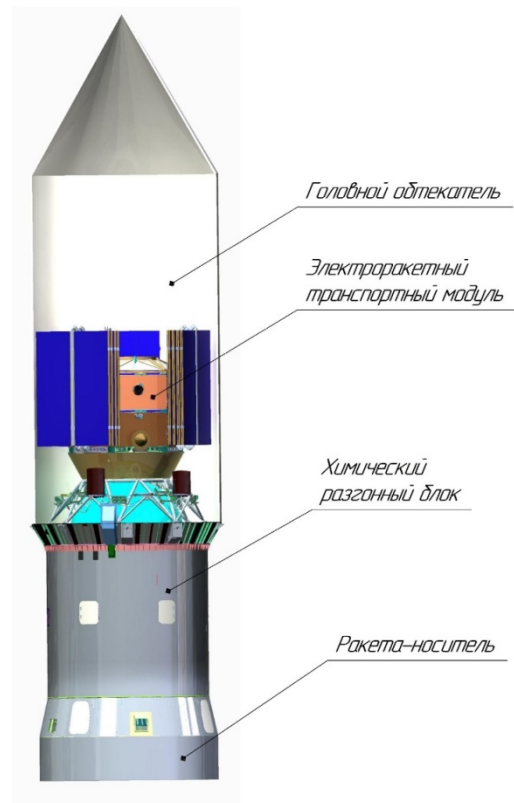


Рис. 4. Модель головной части с верхней ступенью ракеты-носителя космической транспортной системы

Заключение

Представлена методика проектирования космической транспортной системы с химическим разгонным блоком и электроракетным транспортным модулем в системе трёхмерного моделирования PTC Creo, реализующая комбинированную схему выведения полезной нагрузки на околоземные орбиты. Введение в состав космической транспортной системы электроракетного транспортного модуля позволяет увеличить массу выводимой полезной нагрузки, что особенно важно в связи с постоянно растущей массой геостационарных космических аппаратов.

Проведены расчёты проектных параметров электроракетного транспортного модуля и баллистических параметров перелёта на различные орбиты, а также разработаны электронные модели космической транспортной системы в среде трёхмерного модели-

рования РТС Сгео. Для создания электронной модели определены конструкция, состав и принципы построения бортовых систем космической транспортной системы. Модель разработана с учётом ограничений, накладываемых составными частями космической транспортной системы (размещение под головным обтекателем, стыковочные интерфейсы и т.д.).

Разработанная методика может быть использована для проектирования КТС с ХРБ и ЭРТМ, реализующей комбинированную схему выведения и предназначенной для решения широкого круга транспортных задач в околоземном пространстве.

Библиографический список

1. Захаров А. Космодромы – «ключ на старт». <https://www.vokrugsveta.ru/vs/article/2902/>
2. Петрухина К.В., Салмин В.В. Оптимизация баллистических схем перелётов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги // Известия Самарского научного центра РАН. 2010. Т. 12, № 4. С. 186-201.
3. Филатов А.Н. Разработка методов и моделей параллельного нисходящего проектирования ракетно-космической техники в едином информационном пространстве предприятия. Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2014. 16 с.
4. Салмин В.В., Кветкин А.А., Русских А.С. Выбор баллистических схем полёта и формирование проектного облика электроракетного транспортного модуля для выведения полезных нагрузок на околоземные орбиты // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 58-69. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-58-69

METHODOLOGY OF DESIGNING A SPACE TRANSPORT SYSTEM INCLUDING A “DM” CHEMICAL UPPER STAGE AND AN ELECTRIC ROCKET TRANSPORT MODULE

© 2022

- A. S. Russkikh** Head of Department;
S.P. Korolyov Rocket and Space Corporation “Energia”,
Korolyov, Moscow Region, Russian Federation;
anton.russkikh@rsce.ru
- V. V. Salmin** Doctor of Science (Engineering), Full Professor,
Director of the Research Institute of Space Engineering;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
sputnik@ssau.ru

The article is devoted to the development of a methodology for designing a space transport system that has, in comparison with traditional injection scenarios, higher characteristics of the mass of the payload to be launched into high-energy orbits, including a geostationary one. The method is implemented by the systematization of design calculations and proposals for the rational design of interorbital vehicles with a combined propulsion system and the development of an algorithm for creating an electronic model of an interorbital vehicle in an automated designing PTC Creo system. The article considers algorithms for calculating the design parameters of the electric rocket transport module and ballistic parameters of the spacecraft flight to the target orbit. A method of forming conceptual design of an electric rocket transport module based on the obtained design parameters is also proposed. An electronic model of an electric rocket module was developed in a three-dimensional modeling system. The model displays the structural design of the module in accordance with the

design parameters obtained and satisfies the design requirements imposed by other components of the space transport system. The proposed method makes it possible to design a space transport system that includes a DM upper stage and an electric rocket transport module designed to implement a combined payload injection scenario.

Space transport system; interorbital transport vehicle; chemical upper stage; electric rocket transport module; electric rocket propulsion system; three-dimensional modeling system; top-down design

Citation: Russkikh A.S., Salmin V.V. Methodology of designing a space transport system including a “DM” chemical upper stage and an electric rocket transport module. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 4. P. 66-75. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-66-75

References

1. Zakharov A. *Kosmodromy – «klyuch na start»* [Cosmodromes – «the key to start»]. Available at: <https://www.vokrugsveta.ru/vs/article/2902/>
2. Petrukhina K.V., Salmin V.V. Optimization of flights ballistic schemes between non-coplanar orbits by means of the combination of high and low thrust engines. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2010. V. 12, no. 4. P. 186-201. (In Russ.)
3. Filatov A.N. *Razrabotka metodov i modeley parallel'nogo niskhodyashchego proektirovaniya raketno-kosmicheskoy tekhniki v edinom informatsionnom prostranstve predpriyatiya. Avtoref. dis. ... kand. tekhn. nauk* [Development of methods and models of parallel top-down design of rocket and space equipment in the single information space of an enterprise: Extended abstract of dissertation Candidate of Science (Engineering)]. Samara, 2014. 16 p.
4. Salmin V.V., Kvetkin A.A., Russkikh A.S. Choice of mission trajectory plans and conceptual design of electrical propulsion module for launching payloads into circumterrestrial orbits. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 58-69. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-58-69

ВЛИЯНИЕ РЕЖИМОВ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ НА МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ 1570, 1580 и 1590

© 2022

- Е. В. Арышенский** кандидат технических наук, научный руководитель ОНИЛ №4; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; arishenskiy.ev@ssau.ru
- В. Ю. Арышенский** доктор технических наук, главный научный сотрудник ОНИЛ №4; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; главный прокатчик; АО «Арконик СМЗ», г. Самара; arysh54@mail.ru
- А. М. Дриц** кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ОНИЛ №4; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; директор по развитию бизнеса и новых технологий; АО «Арконик СМЗ», г. Самара; alexander.drits@arconic.com
- Ф. В. Гречников** академик Российской академии наук, доктор технических наук, заведующий кафедрой обработки металлов давлением; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; gretch@ssau.ru
- А. А. Рагазин** аспирант кафедры технологии металлов и авиационного материаловедения, инженер ОНИЛ №4; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ведущий инженер-технолог; АО «Арконик СМЗ», г. Самара; sanekragazin63@mail.ru

Рассмотрено влияние термической обработки на механические свойства алюминиевых сплавов с высоким содержанием магния и малыми добавками скандия 1570, 1580 и 1590. Изучено влияние температуры нагрева (в диапазоне 260...440°C), времени выдержки (в диапазоне 2...100 ч), предела текучести, предела прочности и относительного удлинения исследуемых сплавов. Механические свойства определялись с помощью испытаний на одноосное растяжение в соответствии с ISO 6892-1. Для некоторых режимов термической обработки было проведено изучение микроструктуры на наличие и распределение β -фазы Al_3Mg_2 методами оптической металлографии. Исследования показали, что пересыщенный твёрдый раствор в сплаве 1570 во всем исследуемом температурном диапазоне быстрее распадается и сплав после 48 часов выдержки начинает терять свои прочностные свойства. В то же время сплавы 1580 и 1590 гораздо более термостабильны, при длительной выдержке в них несколько снижается предел текучести, в то время как значения предела прочности сохраняются. Температурные режимы отжига 260°C неблагоприятны для пластических свойств, которые сильно снижаются из-за формирования β -фазы в сплавах 1570 и 1580. При более высоких температурах выдержки падение пластических свойств не столь заметно, при этом сплав 1590 сохраняет наиболее высокие показатели пластичности.

Алюминиевые сплавы; термическая обработка; легирование скандием; механические свойства сплава; β -фаза

Цитирование: Арышенский Е.В., Арышенский В.Ю., Дриц А.М., Гречников Ф.В., Рагазин А.А. Влияние режимов термической обработки на механические свойства алюминиевых сплавов 1570, 1580 и 1590 // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 4. С. 76-87. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-76-87

Введение

Алюминиевые сплавы весьма востребованы в современном машиностроении благодаря высокой пластичности, коррозионной стойкости, свариваемости и приемлемым прочностным свойствам [1 – 6]. Поэтому создание новых алюминиевых сплавов и разработка технологии их термической и термомеханической обработки являются одним из приоритетных направлений развития современного материаловедения [7]. Среди наиболее востребованных групп алюминиевых сплавов, изучению которых посвящено множество научных исследований, находятся сплавы с высоким содержанием магния и скандиевыми добавками [8]. Скандий способствует модифицированию зеренной структуры (после достижения значений 0,6%), а также формированию упрочняющих наночастиц Al_3Sc со структурой L_{12} , что увеличивает прочностные характеристики сплавов. В то же время частицы L_{12} из-за низкой стабильности пересыщенного твёрдого раствора скандия в алюминии при нагреве быстро теряют свою стабильность и прочностные свойства снижаются [9]. Кроме того, низкая термостабильность скандиевого твёрдого раствора не позволяет проводить горячую деформацию таких сплавов при высоких температурах, что значительно снижает их технологичность [10]. Ещё одним недостатком скандия является его дороговизна [11]. Добавление циркония позволяет снизить количество скандия, необходимого для эффективной модификации зеренной структуры. Кроме того, цирконий повышает стабильность скандиевого твёрдого раствора в алюминии, а следовательно термостабильность частиц Al_3Sc . Учёными Всероссийского института лёгких сплавов (ВИЛС) был создан алюминиевый сплав 1570, содержащий до 0,26% Sc и 0,12% циркония [12], который нашёл широкое применение в отечественной промышленности [13]. Однако этот сплав всё равно остаётся весьма дорогостоящим. Поэтому компанией ООО «РУСАЛ» совместно с Сибирским Федеральным университетом был создан экономно легированный скандием алюминиевый сплав марки 1580 [14]. Увеличение содержания в сплаве марганца, титана, хрома упрочняет сплав за счёт выделения мелкодисперсных фаз алюминидов этих металлов, не образуя совместных мелкодисперсных фаз со скандием. В целом он обладает меньшей стоимостью. Однако некоторые его свойства более низкие, чем у сплава 1570 [15]. Для того, чтобы достигнуть в экономно легированных скандием сплавах уровня механических свойств сплава 1570 Самарскими учёными был разработан новый сплав 1590 с добавками гафния и эрбия (далее сплав 1590) [16]. Целью введения данных добавок является улучшение эффекта модификации литой структуры [17], а также повышения дисперсности и термостабильности частиц Al_3Sc . Всё это должно повысить механические свойства нового сплава [18; 19]. Целью данной работы является изучение механических свойств сплавов 1580 и 1590 как в литом состоянии, так и после термической обработки и сопоставление их свойств со свойствами сплава 1570, содержащего большее количество скандия.

Постановка эксперимента

Для изучения механических свойств были отлиты сплавы 1590, 1570 и 1580 с химическим составом, приведённым в табл. 1. Химический состав сплавов определялся спектральным методом на атомно-эмиссионном спектрометре ARL 3460 по ГОСТ 25086, ГОСТ 7727, ГОСТ 3221, ASTM E 716, ASTM E 1251.

В качестве шихты для изготовления сплавов применялись следующие материалы: первичный алюминий высокой чистоты марки А85, чушковый магний первичный марки Mg90, дроблёная медь марки М1, лигатура в виде слитка марок Al-Sc2, Al-Er5, Al-Hf2, Al-Zr5, лигатура в виде вафельной пластины марки Al-Mn10.

Таблица 1. Химический состав сплавов 1590, 1570, 1580

Сплав	Массовая доля элемента, %											
	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Sc	Zr	Er	Hf
1590	0,04	0,07	0,01	0,41	5,57	0,01	0,22	0,01	0,141	0,102	0,109	0,051
1570	0,05	0,06	0,01	0,42	6,25	0,001	0,01	0,02	0,251	0,075	–	–
1580	0,08	0,13	0,08	0,58	5,28	0,13	0,02	0,03	0,13	0,098	–	–

После достижения расплавленным алюминием температуры 730°C проводилось снятие шлака с поверхности расплава. После этого расплав подвергался температурному нагреву до 780-800°C с присадкой лигатур Al-Sc₂, Al-Er₅, Al-Hf₂, Al-Zr₅ порциями по 300 г. Одновременно с этим производилось перемешивание и выдержка расплава при температуре 780-800°C в течение 5 мин с нагревом расплава до температуры присадки следующей порции. После того, как присадка всей рассчитанной лигатуры была выполнена, проводилось охлаждение расплава до температуры 740°C для присадки легирующих компонентов (Cu, Mg, Mn). Затем расплав перемешивался в течение трёх минут. Для компенсации температуры после присадки легирующих компонентов расплав подвергался нагреву до температуры 740°C. Параллельно производился отбор пробы на экспресс-анализ химического состава плавки.

Затем расплав рафинировался карналлитовым флюсом в соотношении 5 г флюса на 1 кг загруженной шихты и производилось снятие шлака с поверхности расплава, после чего расплавленный металл сливался в кокиль из конструкционной стали. Разливка металла подавалась равномерной струёй в течение 40 секунд. Литьё проводилось в стальную изложницу. Температура расплава составляла 720-740°C. Важной конструкционной особенностью являлось то, что при отключении печи тигель с корпусом из графита сохраняет тепло в расплаве дольше, чем стандартный алюминий-оксидный тигель.

Термическая обработка слитков производилась в муфельной электрической печи при температурах 260, 370, 440°C с выдержкой от 2 до 100 часов с последующим охлаждением в воде для фиксации пересыщенного твёрдого раствора.

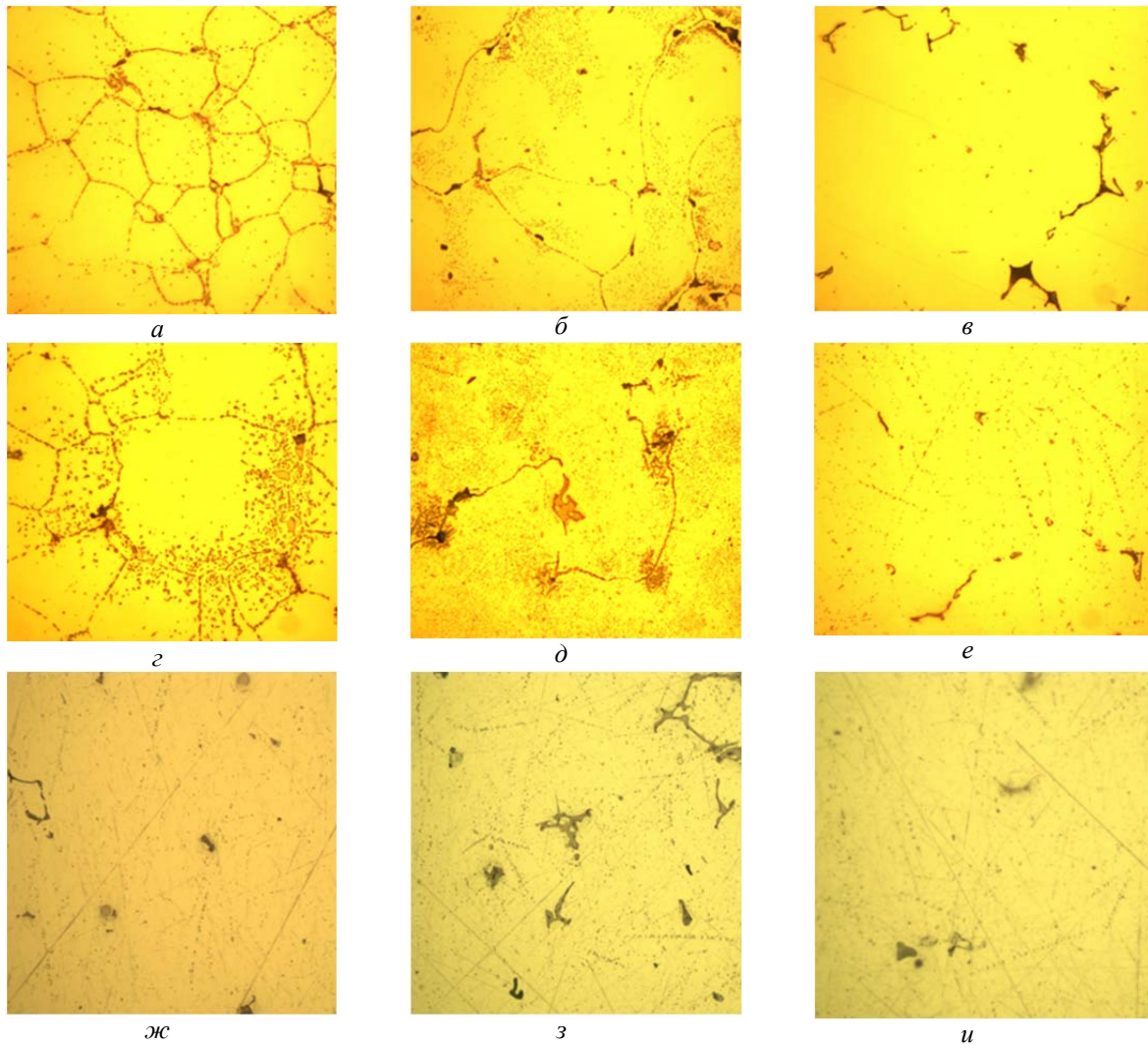
Микротвёрдость исследуемого сплава измерялась на автоматическом микротвёрдомере Wolpert 402MVD в соответствии с ГОСТ 9450-76 при нагрузке 0,2 Н и времени выдержки 10 с. Прежде чем приступить к испытаниям, одна из поверхностей плоскопараллельного образца подверглась шлифовке и полировке.

Для определения механических свойств в испытаниях исследуемых алюминиевых сплавов на универсальной испытательной машине (Zwick / Roell Z050) был осуществлён ряд испытаний на одноосное растяжение в соответствии с ISO 6892-1 при комнатной температуре. Размеры образцов выбирались в соответствии с DIN 50125. Расчёты получаемых в результате испытаний механических свойств, а именно предела текучести ($\sigma_{0,2}$), предела прочности (σ_b) и относительного удлинения (δ), были проведены в соответствии с ГОСТ 1497-84 и ГОСТ 11150-84.

Кроме того, на всех полученных образцах было проведено изучение микроструктуры на наличие и распределение β -фазы Al₃Mg₂ методами оптической металлографии с увеличением в 50 раз после травления в 10% растворе фосфорной кислоты H₃PO₄, вытравливающей все интерметаллиды, кроме Al₃Mg₂.

Результаты и обсуждение

β -фаза является важным фактором, влияющим на пластичность сплавов с высоким содержанием магния. Её выделения на границах зёрен значительно снижают пластичность данного типа материалов.



*Рис. 1. Изменение β -фазы
в сплаве 1570:*

*а – литое состояние; г – после нагрева 260°С и 48 ч выдержки; ж – 440°С и 48 ч выдержки;
в сплаве 1580:
б – литое состояние; д – после нагрева 260°С и 48 ч выдержки; з – 440°С и 48 ч выдержки;
в сплаве 1590:
в – литое состояние; е – после нагрева 260°С и 48 ч выдержки; и – 440°С и 48 ч выдержки*

Обычно чем больше магния, тем больше содержание β -фазы. На рис. 1 показано содержание β -фазы в сплавах с высоким содержанием магния в литом состоянии в зависимости от термической обработки.

В литом состоянии в сплаве 1570 (рис. 1, а) наблюдается достаточно большое количество β -фазы по границам зёрен. В сплаве 1580 (рис. 1, б) количество β -фазы несколько меньше, чем в 1570, что объясняется меньшим количеством магния. В сплаве 1590 (рис. 1, в) присутствует лишь несколько крупных интерметаллидов, принадлежавших к β -фазе. После 48-часовой выдержки при температуре 260°С количество β -фазы в сплаве 1570 (рис. 1, г) возрастает и она появляется не только на границах, но и внутри зёрен. В сплаве 1580 (рис. 1, д) её количество также увеличивается и выделения на границах становятся более плотными, а сама β -фаза появляется непосредственно внутри зёрен. В сплаве 1590 (рис. 1, е) её количество также несколько возрастает, появляются небольшие строчечные выделения на границах зёрен. При нагреве до 440°С и

выдержки в течение 48 часов во всех сплавах (рис. 1, ж, з, и) присутствуют только крупные интерметаллидные частицы β -фазы. Таким образом, при температуре 260 °С происходит активное выпадение β -фазы, а при 440 °С – её активное растворение, что согласуется с данными, представленными в [20]. Разница в количестве β -фазы в сплавах 1570 и 1580 объясняется более низким содержанием магния в последнем. В то же время этим нельзя объяснить то, что количество β -фазы в сплаве 1590 наименьшее для всех трёх сплавов, т.к. в данном сплаве содержание магния больше, чем в сплаве 1580. Это может объясняться влиянием Hf, Er на диффузию магния в алюминиевом твёрдом растворе. Однако данный вопрос ещё не изучен и требует дальнейших исследований.

В целом прочностные свойства в литом состоянии в сплаве 1570 (рис. 2) больше, чем в сплавах 1580 и 1590, что объясняется избытком магния, который увеличивает твёрдорастворное упрочнение [20]. Пластичность выше в сплаве 1590, что объясняется малым содержанием в нем β -фазы.

При нагреве до 260 °С и выдержке в течение 4 часов в исследуемых сплавах наблюдается (рис. 3, а) достаточно заметный рост предела текучести $\sigma_{0,2}$ (на 4...7 кгс/мм²) и умеренный рост предела прочности σ_b (2...4 кгс/мм²), что не наблюдается в сплаве 1590. Всё это говорит о начале выпадения упрочняющих частиц типа Al₃Sc. При дальнейшей выдержке (рис. 3, б) предел текучести несколько возрастает в сплавах 1580 и 1590 и остаётся прежним в 1570. В то же время предел прочности в сплаве 1570 снижается, в сплаве 1590 остаётся практически прежним, в 1580 возрастает.

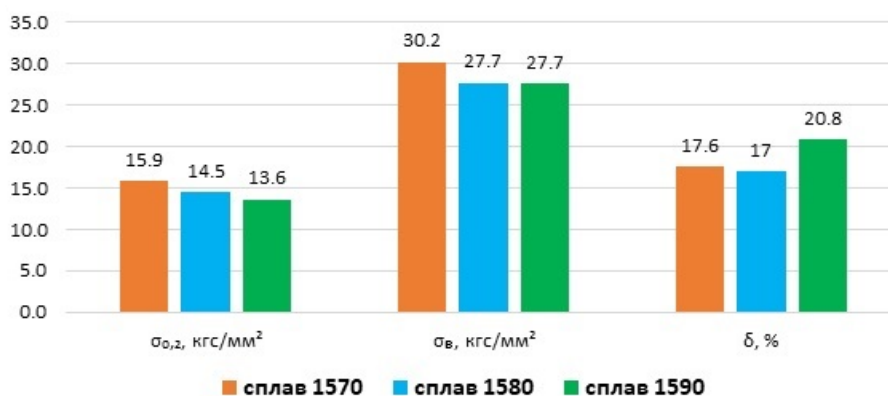


Рис. 2. Механические свойства сплавов 1570, 1580 и 1590 в литом состоянии

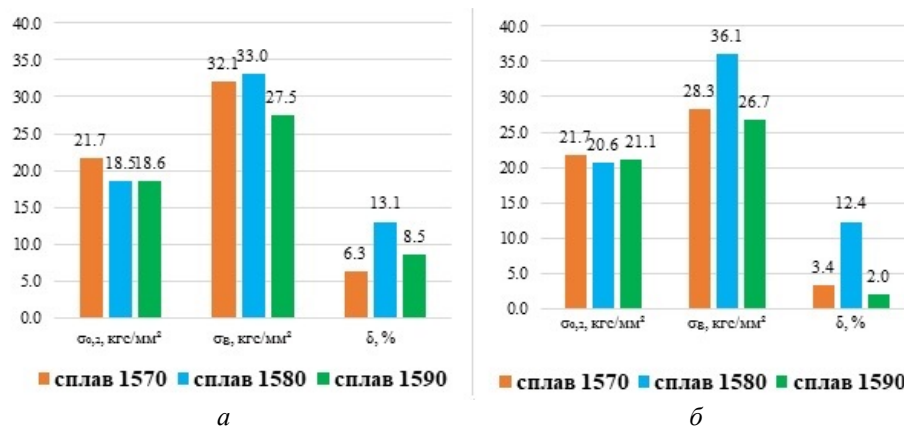


Рис. 3. Механические свойства сплавов 1570, 1580 и 1590: а – после 4 часов; б – после 48 часов выдержки при температуре 260 °С

Всё это говорит о том, что в сплаве 1570 начинаются процессы коагуляции упрочняющихся частиц, а в 1590 и 1580 они продолжают выпадать из пересыщенного твёрдого раствора. Что касается пластичности, то она падает у всех сплавов, что связано, во-первых, с тем, что при такой температуре сложно растворить основные крупные неравновесные интерметаллиды (которые снижают пластические свойства) [21]. С другой стороны, именно при этой температуре происходит активное образование β -фазы, которая также значительно снижает пластические свойства [22] (см. рис. 1, з, д, е).

После четырёх часов выдержки при 370°C (рис. 4, а) происходит рост предела текучести, который для сплава 1590 более значительный, чем при выдержке 260°C (рис. 3, а). Кроме того, растёт и предел прочности, и если для сплавов 1570 и 1580 его значения в целом близки к тем, что наблюдаются при аналогичной выдержке с температурой 260°C (рис. 3, а), то в сплаве 1590 этот показатель значительно растёт. Из этого следует, что в сплаве 1590 при данной температуре распад твёрдого раствора значительно активизируется. Дальнейшая выдержка (рис 4, б) несколько снижает предел текучести в сплавах 1590 и 1570, в то время как в сплаве 1580 он остаётся практически неизменным. Предел прочности в сплавах 1590 и 1580 немного повышается, в то время как в сплаве 1570 он падает. Таким образом, в сплаве 1570 происходит активная коагуляция мелкодисперсных частиц. В то же время частицы в сплавах 1590 и 1580 гораздо более термостабильные, т.е. их коагуляция происходит гораздо более медленно. Следует также отметить гораздо более высокую пластичность при температуре отжига 370°C . Это связано с тем, что образование β -фазы при данной температуре менее интенсивно [20]. Время выдержки при температуре 370°C не оказывает существенного влияния на пластические свойства исследуемых сплавов.

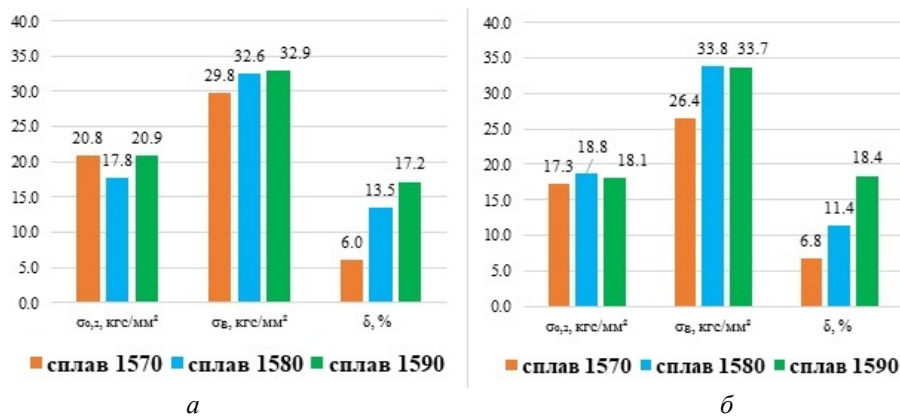


Рис. 4. Механические свойства сплавов 1570, 1580 и 1590:
а – после 4 часов; б – после 48 часов выдержки при температуре 370°C

При нагреве до 440°C (рис. 5, а) в течение четырёх часов во всех сплавах существенно возрастает предел текучести, что особенно хорошо заметно на примере сплавов 1580 и 1570. Предел прочности также существенно растёт во всех трёх сплавах. Это свидетельствует об интенсивном формировании упрочняющих частиц типа Al_3Sc . При последующей выдержке в течение 48 часов (рис. 5, б) предел текучести уменьшается у всех трёх сплавов. Предел прочности в сплавах 1580, 1590 остаётся на том же уровне, а в сплаве 1570 немного снижается. Это свидетельствует о начале коагуляции мелкодисперсных частиц со скандием, которые особенно интенсивно происходят в сплаве 1570 вследствие высокого содержания скандия в сплаве. Отметим, что прочностные свойства сплава 1570 после термообработки ниже, чем в сплавах 1580 и 1590, что не соответствует результатам, полученным в [15].

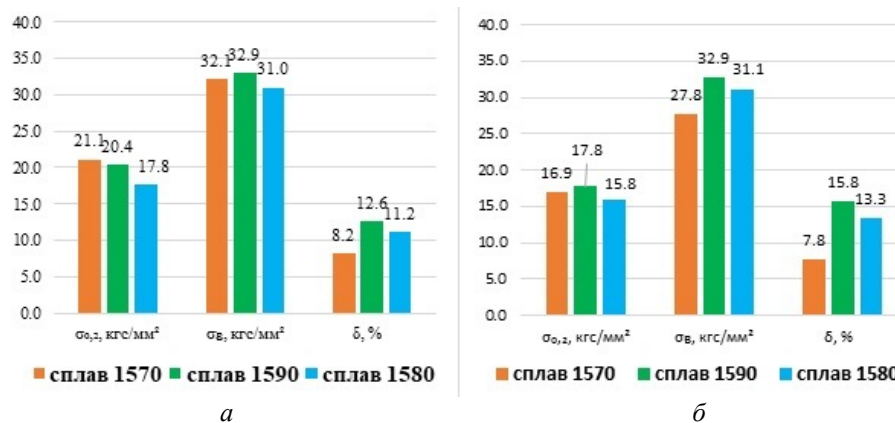


Рис. 5. Механические свойства сплавов 1570, 1580 и 1590:
 а – после 4 часов; б – после 48 часов выдержки при температуре 440 °С

Согласно данному источнику наиболее прочным является сплав 1570. Однако это противоречие лишь кажущееся, так как в [15] исследовалось прежде всего нагартованное состояние, в котором большую роль играет не когерентность частиц, а их взаимодействие с дислокациями и плоскостями скольжения. Данный вопрос также требует дополнительных исследований для данных сплавов как в гомогенизованном, так и в нагартованном состоянии.

Пластические свойства исследуемых сплавов при нагреве до 440 °С и выдержке в течение 4 часов более низкие по сравнению с наблюдаемыми при температуре 370 °С с аналогичным временем выдержки. Необходимо также отметить, что наночастицы, образующиеся при отжиге исследуемых сплавов, в большинстве случаев снижают пластические свойства, так как являются концентраторами напряжений [23]. Однако существуют также исследования, показывающие, что при уменьшении размеров упрочняющих наночастиц их негативное влияние на пластичность будет снижаться [24]. Поэтому при малом времени выдержки и высоких температурах будет происходить достаточно быстрый (но неполный) распад пересыщенного твёрдого раствора и формироваться большее количество наночастиц. Следует отметить, что в сплавах 1580 и 1590 из-за более низкой скорости распада пересыщенного твёрдого раствора, а следовательно более медленного формирования и роста, упрочняющие частицы будут меньше. Однако это требует детальных исследований тонкой структуры, что выходит за рамки данного исследования.

Заключение

Сравнительный анализ механических свойств исследуемых сплавов позволил установить, что сплав 1570 обладает большим пределом прочности вследствие обильного выпадения частиц Al_3Sc . Сплав 1570 обладает также более высоким пределом текучести, чем сплавы 1590 и 1580. В то же время при выдержке в течение 48 часов при температурах 370 и 440 °С предел прочности выше у сплавов 1580 и 1590, чем 1570. На образцах сплава 1570 после высокотемпературных отжигов (370, 440 °С) величина относительного удлинения ниже, чем в других сплавах. Твёрдый раствор в сплаве 1570 обладает меньшей термической стабильностью и упрочняющие частицы в нём быстрее формируются и коагулируют. Пересыщенный твёрдый раствор сплавов 1580 и 1590 значительно более стабильный, упрочняющие частицы коагулируют медленнее, и сплавы дольше сохраняют свои прочностные свойства. В целом пластические свойства

сплавов 1580 и 1590 выше, чем у сплава 1570. Сплав 1590 по легирующим компонентам является дешевле сплава 1570, но при этом прочностные свойства находятся на том же уровне; с учётом повышенного относительного удлинения его использование перспективно для изготовления деталей, требующих высокую пластичность при изготовлении.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 22-19-00810, <https://rscf.ru/project/22-19-00810/>

Библиографический список

1. Ибрагимов В.Э., Бажин В.Ю. Современные технологии переработки алюминиевых шлаков на основе бессолевого экологически ориентированного способа // Естественные и технические науки. 2020. № 6 (144). С. 155-162. DOI: 10.25633/ETN.2020.06.13
2. Алаттар А.Л.А., Бажин В.Ю. Композиционные материалы Al-Cu-B4C для получения высокопрочных заготовок // Металлург. 2020. № 6. С. 65-70.
3. Akopyan T.K., Belov N.A., Letyagin N.V., Milovich F.O., Lukyanchuk A.A., Fortuna A.S. Influence of indium trace addition on the microstructure and precipitation hardening response in Al-Si-Cu casting aluminum alloy // Materials Science and Engineering: A. 2022. V. 831. DOI: 10.1016/j.msea.2021.142329
4. Шуркин П.К., Белов Н.А., Мусин А.Ф., Аксенов А.А. Новый высокопрочный литейный алюминиевый сплав на основе системы Al-Zn-Mg-Ca-Fe, не требующий термообработки // Известия высших учебных заведений. Цветная металлургия. 2020. № 1. Р. 48-58. DOI: 10.17073/0021-3438-2020-1-48-58
5. Деев В.Б., Ри Э.Х., Прусов Е.С., Ермаков М.А., Гончаров А.В. Модифицирование литейных алюминиевых сплавов системы Al-Mg-Si обработкой жидкой фазы наносекундными электромагнитными импульсами // Известия высших учебных заведений. Цветная металлургия. 2021. № 4. Р. 32-41. DOI: 10.17073/0021-3438-2021-4-32-41
6. Deev V., Prusov E., Shurkin P., Ri E., Smetanyuk S., Chen X., Konovalov S. Effect of la addition on solidification behavior and phase composition of cast Al-Mg-Si alloy // Metals. 2020. V. 10, Iss. 12. DOI: 10.3390/met10121673
7. Белов Н.А. Фазовый состав промышленных и перспективных алюминиевых сплавов. М.: Изд. дом МИСиС, 2010. 511 с.
8. Швечков Е.И., Филатов Ю.А., Захаров В.В. Механические и ресурсные свойства листов из сплавов системы Al-Mg-Sc // Металловедение и термическая обработка металлов. 2017. № 7 (745). С. 57-66.
9. Захаров В.В. Кинетика распада твёрдого раствора скандия в алюминии в двойных сплавах Al-Sc // Металловедение и термическая обработка металлов. 2015. № 7 (721). С. 44-48.
10. Яшин В.В., Рушиц С.В., Арышенский Е.В., Латушкин И.А. Реологические свойства деформируемых алюминиевых сплавов 01570 и AA5182 в условиях горячей деформации // Цветные металлы. 2019. № 3. С. 64-69. DOI: 10.17580/tsm.2019.03.09
11. Захаров В.В., Фисенко И.А. Об экономии скандия при легировании им алюминиевых сплавов // Технология лёгких сплавов. 2013. № 4. С. 52-60.
12. Дриц М.Е., Торопова Л.С., Быков Ю.Г., Елагин В.И., Филатов Ю.А., Захаров В.В., Золоторевский Ю.С., Макаров А.Г. Сплав на основе алюминия: авторское свидетельство СССР № 704266; 1979.

13. Бронз А.В., Ефремов В.И., Плотников А.Д., Чернявский А.Г. Сплав 1570С – материал для герметичных конструкций перспективных многофазовых изделий РКК «Энергия» // *Космическая техника и технологии*. 2014. № 4 (7). С. 62-67.

14. ГОСТ 4784-2019. Алюминий и сплавы алюминиевые деформируемые. Марки. М.: Стандартинформ, 2019. 26 с.

15. Соседков С.М., Дриц А.М., Арышенский В.Ю. Яшин В.В. Деформационное упрочнение плит из сплавов 1565ч, АМг6, 01570 и 1580 при холодной прокатке // *Технология лёгких сплавов*. 2020. № 1. С. 39-43.

16. Дриц А.М., Арышенский В.Ю., Арышенский Е.В., Захаров В.В. Свариваемый термически не упрочняемый сплав на основе системы Al-Mg: патент РФ № 2726520; опубл. 14.07.2020; бюлл. № 20.

17. Li H.Y., Li D.W., Zhu Z.X., Chen B.A., Xin C. H. E. N., Yang C.L., Wei K.A.G. Grain refinement mechanism of as-cast aluminum by hafnium // *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*. 2016. V. 26, Iss. 12. P. 3059-3069. DOI: 10.1016/S1003-6326(16)64438-2

18. Booth-Morrison C., Dunand D.C., Seidman D.N. Coarsening resistance at 400 C of precipitation-strengthened Al-Zr-Sc-Er alloys // *Acta Materialia*. 2011. V. 59, Iss. 18. P. 7029-7042. DOI: 10.1016/j.actamat.2011.07.057

19. Hallem H., Lefebvre W., Forbord B., Danoix F., Marthinsen K. The formation of Al₃(Sc_xZr_yHf_{1-x-y})-dispersed in aluminium alloys // *Materials Science and Engineering: A*. 2006. V. 421, Iss. 1-2. P. 154-160. DOI: 10.1016/j.msea.2005.11.063

20. Engler O., Miller-Jupp S. Control of second-phase particles in the Al-Mg-Mn alloy AA 5083 // *Journal of Alloys and Compounds*. 2016. V. 689. P. 998-1010. DOI: 10.1016/j.jallcom.2016.08.070

21. Handbook of aluminum. V. 1. Physical metallurgy and processes / ed. by Totten G.E., MacKenzie D.S. New York: CRC Press, 2003. 1310 p.

22. Давыдов В.Г., Елагин В.И., Захаров В.В., Ростова Т.Д. О легировании алюминиевых сплавов добавками скандия и циркония // *Металловедение и термическая обработка металлов*. 1996. № 8. С. 25-30.

23. Yang C., Shao D., Zhang P., Kuang J., Wu K., Liu G., Sun J. The influence of Sc solute partitioning on ductile fracture of Sc-microalloyed Al-Cu alloys // *Materials Science and Engineering: A*. 2018. V. 717. P. 113-123. DOI: 10.1016/j.msea.2018.01.078

24. Ma G., Wang D., Xiao B., Ma Z. Effect of particle size on mechanical properties and fracture behaviors of age-hardening SiC/Al-Zn-Mg-Cu composites // *Acta Metallurgica Sinica (English Letters)*. 2021. V. 34, Iss. 10. P. 1447-1459. DOI: 10.1007/s40195-021-01254-w

THERMAL TREATMENT EFFECT ON THE MECHANICAL PROPERTIES OF 1570, 1580 AND 1590 ALUMINUM ALLOYS

© 2022

E. V. Aryshensky Candidate of Science (Engineering), Chief Scientific Officer of Research Laboratory No. 4; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; arishenskiy.ev@ssau.ru

V. Yu. Aryshensky Doctor of Science (Engineering), Professor, Chief Researcher of Research Laboratory No. 4; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; Chief Roller Operator; Arconic SMZ, Samara, Russian Federation; arysh54@mail.ru

A. M. Drits Candidate of Science (Engineering), Leading Researcher of Research Laboratory No. 4; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; Director of Business Development and New Technologies; Arconic SMZ, Samara, Russian Federation; alexander.drits@arconic.com

F. V. Grechnikov Academician of the Russian Academy of Sciences, Doctor of Science (Engineering), Head of the Department of Metal Forming; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; gretch@ssau.ru

A. A. Ragazin Postgraduate Student of the Department of Metal Technology and Aviation Materials, Engineer of Research Laboratory No. 4; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; Leading Industrial Engineer; Arconic SMZ, Samara, Russian Federation; sanekragazin63@mail.ru

The study addresses the effect of thermal treatment on the mechanical properties and grain size of magnesium rich alloys with small scandium additions 1570, 1580 and 1590. The effect of preheat temperature (within 260...440 °C range) and soaking time (within 2 – 100 hours range) on yield strength, tensile strength and relative elongation of the alloys under investigation was analyzed. Mechanical properties were determined using uniaxial tensile tests in accordance with ISO 6892-1. In addition, for some modes the microstructure was studied for Al₃Mg₂ β-phase presence and distribution by optical metallography methods depending on thermal treatment conditions. The studies demonstrated that supersaturated solid solution in the 1570 alloy decomposes faster in the entire studied temperature range, and after 48 hours soaking, its strength properties start degrading. At the same time, the 1580 and 1590 alloys are much more thermally stable, with slightly lower yield strength after long soaking time, while tensile strength remains unchanged. The conditions of 260 °C annealing temperature are not favorable for plastic properties, severely degrading (due to β-phase formation) in the 1570 and 1580 alloys. Plastic properties degradation is not so evident at higher soaking temperature, however, the 1590 alloy maintains the highest plasticity indices.

Aluminum; thermal treatment; alloying with small scandium additions; mechanical properties; β-phase

Citation: Aryshensky E.V., Aryshensky V.Yu., Drits A.M., Grechnikov F.V., Ragazin A.A. Thermal treatment effect on the mechanical properties of 1570, 1580 and 1590 aluminum alloys. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 4. P. 76-87. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-76-87

References

1. Ibragimov V.E., Bazhin V.Yu. Modern technologies for processing aluminum slags based on salt-free environmentally oriented methods. *Natural and Technical Sciences*. 2020. No. 6 (144). P. 155-162. (In Russ.). DOI: 10.25633/ETN.2020.06.13
2. Alattar A.L., Bazhin V.Yu. Al-Cu-B₄C composite materials for the production of high-strength billets. *Metallurgist*. 2020. V. 64, Iss. 5-6. P. 566-573. DOI: 10.1007/s11015-020-01028-2
3. Akopyan T.K., Belov N.A., Letyagin N.V., Milovich F.O., Lukyanchuk A.A., Fortuna A.S. Influence of indium trace addition on the microstructure and precipitation hardening response in Al-Si-Cu casting aluminum alloy. *Materials Science and Engineering: A*. 2022. V. 831. DOI: 10.1016/j.msea.2021.142329
4. Shurkin P.K., Belov N.A., Musin A.F., Aksenov A.A. Novel high-strength casting Al-Zn-Mg-Ca-Fe aluminum alloy without heat treatment. *Russian Journal of Non-Ferrous Metals*. 2020. V. 61, Iss 2. P. 179-187. DOI: 10.3103/S1067821220020121
5. Deev V.B., Ri E.H., Prusov E.S., Ermakov M.A., Goncharov A.V. Grain refinement of casting aluminum alloys of the Al-Mg-Si system by processing the liquid phase using

nanosecond electromagnetic pulses. *Russian Journal of Non-Ferrous Metals*. 2021. V. 62, Iss. 5. P. 522-530. DOI: 10.3103/S1067821221050023

6. Deev V., Prusov E., Shurkin P., Ri E., Smetanyuk S., Chen X., Konovalov S. Effect of la addition on solidification behavior and phase composition of cast Al-Mg-Si alloy. *Metals*. 2020. V. 10, Iss. 12. DOI: 10.3390/met10121673

7. Belov N.A. *Fazovyy sostav promyshlennykh i perspektivnykh alyuminiyevykh splavov* [Phase composition of commercial and next-generation aluminum alloys]. Moscow: Izdatel'skiy Dom MISiS Publ., 2010. 511 p.

8. Shvechkov E.I., Filatov Y.A., Zakharov V.V. Mechanical and life properties of sheets from alloys of the Al-Mg-Sc system. *Metal Science and Heat Treatment*. 2017. V. 59, Iss. 7-8. C. 454-462. DOI: 10.1007/s11041-017-0171-4

9. Zakharov V.V. Kinetics of decomposition of the solid solution of scandium in aluminum in binary Al-Sc alloys. *Metal Science and Heat Treatment*. 2015. V. 57, Iss. 7-8. P. 410-414. DOI: 10.1007/s11041-015-9897-z

10. Yashin V.V., Ruschits S.V., Aryshensky E.V., Latushkin I.A. Rheological behavior of 01570 and AA5182 wrought aluminum alloys under hot deformation conditions. *Tsvetnye Metally*. 2019. No. 3. P. 64-69. (In Russ.). DOI: 10.17580/tsm.2019.03.09

11. Zakharov V.V., Fisenko I.A. On scandium saving in case of making scandium alloying addition to aluminium alloys. *Tekhnologiya Legkikh Splavov*. 2013. No. 4. P. 52-60. (In Russ.)

12. Drits M.E., Toropova L.S., Bykov Yu.G., Elagin V.I., Filatov Yu.A., Zakharov V.V., Zolotarevsky Yu.S., Makarov A.G. *Splav na osnove alyuminiya* [Aluminum-base alloy]. Copyright certificate USSR no.704266, 1979.

13. Bronz A.V., Efremov V.I., Plotnikov A.D., Chernyavsky A.G. Alloy 1570C – material for pressurized structures of advanced reusable vehicles of RSC Energia. *Space Engineering and Technology*. 2014. No. 4 (7). P. 62-67. (In Russ.)

14. GOST 4784-2019. Aluminium and wrought aluminium alloys. Grades. Moscow: Standartinform Publ., 2019. 26 p. (In Russ.)

15. Sosedkov S.M., Drits A.M., Aryshensky V.Yu., Yashin V.V. Strain hardening of 1565ch, amg6, 01570 and 1580 alloy plates upon the cold rolling. *Tekhnologiya Legkikh Splavov*. 2020. No. 1. P. 39-43. (In Russ.)

16. Drits A.M., Aryshenskij V.Yu., Aryshenskij E.V., Zakharov V.V. *Svarivaemyy termicheski ne uprochnyaemyy splav na osnove sistemy Al-Mg* [Welded thermally non-hardened alloy based on Al-Mg system]. Patent RF, no. 2726520, 2020. (Publ. 14.07.2020, bull. no. 20)

17. Li H.Y., Li D.W., Zhu Z.X., Chen B.A., Xin C. H. E. N., Yang C.L., Wei K.A.G. Grain refinement mechanism of as-cast aluminum by hafnium. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*. 2016. V. 26, Iss. 12. P. 3059-3069. DOI: 10.1016/S1003-6326(16)64438-2

18. Booth-Morrison C., Dunand D.C., Seidman D.N. Coarsening resistance at 400 C of precipitation-strengthened Al-Zr-Sc-Er alloys. *Acta Materialia*. 2011. V. 59, Iss. 18. P. 7029-7042. DOI: 10.1016/j.actamat.2011.07.057

19. Hallem H., Lefebvre W., Forbord B., Danoix F., Marthinsen K. The formation of Al₃(Sc_xZr_yHf_{1-x-y})-dispersed in aluminium alloys. *Materials Science and Engineering: A*. 2006. V. 421, Iss. 1-2. P. 154-160. DOI: 10.1016/j.msea.2005.11.063

20. Engler O., Miller-Jupp S. Control of second-phase particles in the Al-Mg-Mn alloy AA 5083. *Journal of Alloys and Compounds*. 2016. V. 689. P. 998-1010. DOI: 10.1016/j.jallcom.2016.08.070

21. Handbook of aluminum. V. 1. Physical metallurgy and processes / ed. by Totten G.E., MacKenzie D.S. New York: CRC Press, 2003. 1310 p.

22. Davydov V.G., Elagin V.I., Zakharov V.V., Rostova T.D. Alloying aluminum alloys with scandium and zirconium additives. *Metal Science and Heat Treatment*. 1996. V. 38, Iss. 8. P. 347-352. DOI: 10.1007/bf01395323

23. Yang C., Shao D., Zhang P., Kuang J., Wu K., Liu G., Sun J. The influence of Sc solute partitioning on ductile fracture of Sc-microalloyed Al-Cu alloys. *Materials Science and Engineering: A*. 2018. V. 717. P. 113-123. DOI: 10.1016/j.msea.2018.01.078

24. Ma G., Wang D., Xiao B., Ma Z. Effect of particle size on mechanical properties and fracture behaviors of age-hardening SiC/Al-Zn-Mg-Cu composites. *Acta Metallurgica Sinica (English Letters)*. 2021. V. 34, Iss. 10. P. 1447-1459. DOI: 10.1007/s40195-021-01254-w

СТОЙКОСТЬ ИЗДЕЛИЙ ИЗ СТАЛИ МАРКИ 20ГЛ К СУЛЬФИДНОМУ КОРРОЗИОННОМУ РАСТРЕСКИВАНИЮ ПОД НАПРЯЖЕНИЕМ

© 2022

Н. М. Блажнов аспирант, инженер;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
nikita.blagnov@gmail.com

Е. А. Борисенкова кандидат технических наук, ведущий инженер;
ООО Научно-исследовательское производственное предприятие «Вальма»,
г. Самара;
Rudri@yandex.ru

М. В. Хардин кандидат технических наук, доцент;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
Khardin.mv@ssau.ru

Излагается краткий обзор истории развития отечественной и зарубежной нормативной документации в области испытаний на сульфидное коррозионное растрескивание под напряжением. Выявлена систематическая неоднозначность (дублируется во всем спектре рассмотренной нормативной документации) в выборе параметров испытательной среды и её влияние на трактовку полученных результатов. Проведена серия лабораторных испытаний, цель которых конкретизировать выбор наиболее благоприятных комбинаций параметров (сочетаний pH_2S/pH) испытательной среды.

Сероводород; сульфидное коррозионное растрескивание под напряжением; коррозионные испытания; агрессивная среда; нефтегазовые среды; трубопроводная арматура

Цитирование: Блажнов Н.М., Борисенкова Е.А., Хардин М.В. Стойкость изделий из стали марки 20ГЛ к сульфидному коррозионному растрескиванию под напряжением // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 4. С. 88-96. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-88-96

Проблема коррозии нефтяного оборудования на месторождениях с высоким содержанием сероводорода (H_2S) возникла сравнительно давно, но в последнее время стала более острой из-за резкого увеличения удельной частоты отказов добывающего оборудования [1].

На сегодняшний день нефтяные компании РФ заинтересованы в системном прогнозировании, контроле и выборе материалов для нефтяного оборудования и сопутствующих конструкций [2; 3]. Общеизвестно, что при эксплуатации материал оборудования зачастую контактирует со средой, содержащей коррозионно-активные компоненты, в том числе H_2S . При этом возможно существенное снижение механических свойств материалов. Если действующий коэффициент интенсивности напряжений (КИН) будет соотносим со значением понизившейся вязкости материала, произойдёт разрушение [4 – 6].

В работе был проведён анализ нормативно-технической документации, определяющей функционирование отрасли в последнее время.

Существующие разнообразные методы испытаний сталей и сплавов на коррозионное растрескивание (по виду образцов, составу коррозионной среды, по условиям испытаний – температуре, давлению и др.) можно разделить на три группы в зависимости от способа создания напряжённого состояния в образцах. Это испытания при постоянной деформации, постоянной нагрузке или при постоянной скорости нагружения [7]. Первые два вида испытаний широко используют для исследования материалов в

условиях эксплуатационных нагрузок. Для исследования поведения сталей и сплавов в средах с повышенным содержанием H_2S используют в основном второй вид испытаний – при постоянной нагрузке.

Подобные виды испытаний наиболее полно описаны в актуальных стандартах организации NACE (National Association of Corrosion Engineers), которая в настоящее время осуществляет деятельность в 130 странах мира [8]. К стандартам РФ, регламентирующим выбор и методику тестирования материалов в H_2S -средах относятся ГОСТ 26294-84, СТ ЦКБА 052-2008, а также руководящие документы отраслевых компаний [8 – 9].

Объектом исследования в данной работе является сталь 20ГЛ, широко применяемая в производстве задвижек клиновых литых (ЗКЛ) и другой трубопроводной арматуры. Одной из первых нефтяных компаний, разработавшей собственные единые технические требования (ЕТТ) к ЗКЛ, является нефтяная компания ПАО «НК «Роснефть». В 2014 году компанией был введен в действие нормативный документ «Методические указания компании. Единые технические требования. Задвижки клиновые № П1-01.05 М-0082 версия 1.00» (далее по тексту МУК ЕТТ ЗКЛ), в котором впервые были обозначены требования к стойкости к сульфидному коррозионному растрескиванию под напряжением (СКРН). Такое требование повлекло за собой необходимость регулярного проведения входного контроля и испытания материалов на стойкость к СКРН.

Позднее в МУК ЕТТ ЗКЛ версия 2.00 были внесены изменения, так как первая версия документа не учитывала требования ГОСТ Р 53678-2009. Кроме того, требования к материалам корпусных деталей ЗКЛ были введены на основе нормативного документа, внедрённого для контроля нефтегазопроводных труб (НГПТ), т.е. не была учтена разница в технологии изготовления, конструкции и условий эксплуатации ЗКЛ и НГПТ. В первой версии не были введены требования к химическому составу или маркам сталей. Не был установлен порядок проведения испытаний, в том числе не оговорено количество образцов.

В версии 2.00 МУК ЕТТ ЗКЛ появились требования к химическому составу материалов ЗКЛ (были обозначены допустимые интервалы содержания химических элементов). Необходимо отметить, что требования к СКРН остались без изменений, в том числе порядок проведения испытаний и количество образцов.

В версии 3.00 МУК ЕТТ ЗКЛ появилась классификация рабочих сред в зависимости от парциального давления H_2S и рекомендации по применению марок стали в зависимости от степени агрессивного воздействия. Кроме того, в этом документе устанавливались требования к порядку проведения испытаний и количеству образцов. Однако критерий оценки результатов испытаний стойкости к СКРН (допускаемое количество разрушившихся образцов) не был введен.

Необходимо отметить, что классификация рабочих сред введена в соответствии с зонами агрессивности, впервые приведёнными в стандарте NACE MR 0103, опубликованном в 1975 году [8]. На рис. 1 показаны условные области разграничения степени активности H_2S среды: цифрой 0 обозначена неагрессивная среда; далее с увеличением значения от 1 до 3 агрессивность возрастает. Для оценки стойкости материалов предусмотрены различные методики лабораторных испытаний.

В 2019 году в третью версию МУК ЕТТ ЗКЛ были введены изменения, в которых изменились требования к нагрузке при испытаниях на стойкость к СКРН. Испытательные среды остались без изменения.

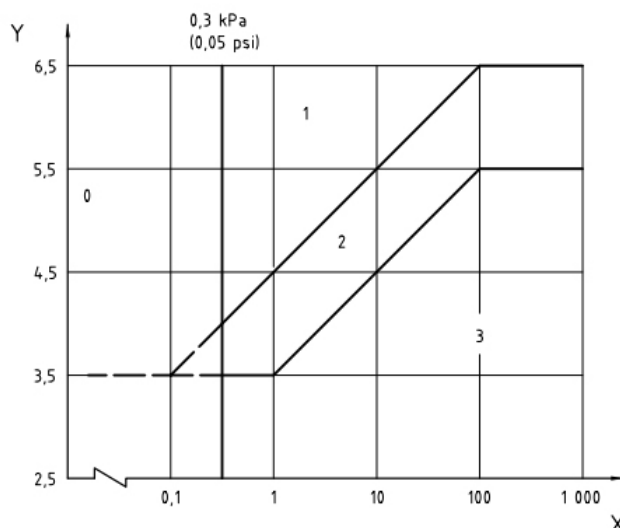


Рис. 1. Области сульфидного коррозионного растрескивания под напряжением углеродистых и низколегированных сталей (X – парциальное давление H₂S, кПа; Y – уровень pH)

Так как в третьей версии МУК ЕТТ ЗКЛ были внесены требования ГОСТ 53678-2009, аналогичные стандарту NACE MR 0103, возникла неоднозначность при выборе параметров испытательной среды: сочетание парциального давления H₂S и pH для зоны 1 может быть как 10/5,5, так и 100/6,5. Для зоны 2 – 10/4,5, так и 100/5,5. В табл. 1 приведены условия испытаний по ГОСТ 53678-2009.

Таблица 1. Условия испытаний образцов

pH	Требуемое парциальное давление H ₂ S для испытаний, кПа	
	Условия для зоны 1	Условия для зоны 2
3,5	–	1
4,0	0,3	–
4,5	1	10
5,5	10	100
6,5	100	–

Для уточнения и выбора режима испытаний был поставлен лабораторный эксперимент.

Материалы и испытания образцов

Испытываемые образцы были изготовлены из стали марки 20ГЛ. Данная сталь широко применяется для изготовления корпусных деталей трубопроводной арматуры методом литья. Отливки из стали 20ГЛ производятся по ГОСТ 977-88 и ГОСТ 21357-87. Изделия из стали 20ГЛ хладостойки (ударная вязкость не менее 19,6 Дж/см²) и могут применяться в районах с холодным климатом (исполнение ХЛ) по ГОСТ 15150.

Стойкость металла к растрескиванию оценивалась определением времени нагружения до разрушения. Образцы были помещены в сосуд с испытательным раствором (рис. 2), продуваемый инертным газом, и к ним прикладывали нагрузку, постепенно доводя её до требуемого значения.

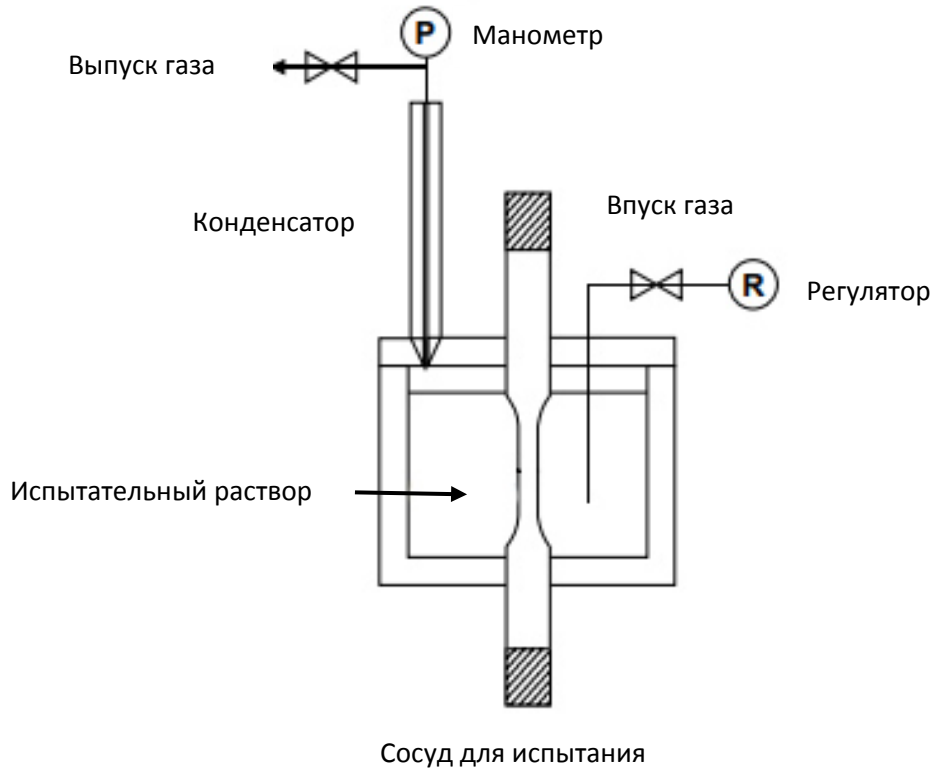


Рис. 2. Общая схема оборудования для испытаний

Для каждого режима испытаний было отобрано по 3 образца. Все образцы были нагружены постоянной нагрузкой, равной 72% от минимально гарантированного предела текучести в испытательных средах с различным сочетанием рН и сероводорода. Время испытаний составляло 720 часов. В табл. 2 приведены условия проведённых испытаний.

Таблица 2. Условия лабораторных испытаний на стойкость к сульфидному коррозионному растрескиванию под напряжением для эксплуатации в среде, содержащей H₂S

№ образца	Состав испытательной среды
1 2 3	5% NaCl + 0,4% CH ₃ COONa в дистиллированной воде. Концентрация сероводорода – 300 ± 100 мг/л, рН = 5,5
4 5 6	5% NaCl + 0,4% CH ₃ COONa в дистиллированной воде. Концентрация сероводорода – 2800 ± 200 мг/л, рН = 6,5
7 8 9	5% NaCl + 0,4% CH ₃ COONa в дистиллированной воде. Концентрация сероводорода – 300 ± 100 мг/л, рН = 4,5
10 11 12	5% NaCl + 0,4% CH ₃ COONa в дистиллированной воде. Концентрация сероводорода – 2800 ± 200 мг/л, рН = 5,5

Обсуждение результатов

Для определения механических свойств, таких как временное сопротивление разрыву (σ_b), предел текучести (σ_t), относительное удлинение (δ) и относительное сужение (ψ), при одноосном растяжении были отобраны по два образца из трёх от каждой группы образцов, прошедшей испытания по различным режимам, представленным в табл. 2. Деградация пластических свойств металла оценивалась по уменьшению относительного удлинения по отношению к аналогичному показателю до проведения испытаний. Полученные результаты испытаний представлены в табл. 3. За время испытаний образцы не разрушились. Обработка результатов эксперимента показывает, что увеличение парциального давления сероводорода с 10 до 100 кПа оказывает значительно большее уменьшение относительного удлинения, чем уменьшение рН испытательной среды на одну единицу.

Таблица 3. Результаты механических испытаний образцов

№ образца	Временное сопротивление разрыву σ_b , МПа	Изменение временного сопротивления, %	Предел текучести σ_t , МПа	Изменение предела текучести, %	Относительное удлинение δ , %	Изменение относительного удлинения, %	Относительное сужение ψ , %	Изменение относительного сужения, %
1	587	-40	413	-37	23	5	28,2	35,8
2	507	40	359	17	19,2	8,8	32	32
4	582	-5	396	-20	20,8	7,2	35,1	28,9
5	572	5	395	-19	30,8	-2,8	72,9	-8,9
7	587	-34	405	-29	22,8	5,2	35	29
8	568	-15	408	-32	17,2	10,8	30,2	33,8
10	566	-13	386	-10	18,5	9,5	25,6	38,4
11	561	-8	385	-9	26	2	65,3	-1,3

На рис. 3 представлен график зависимости относительного удлинения образцов, из которого видно, что сокращение относительного удлинения при испытаниях в среде с рН = 5,5 при парциальном давлении 10 кПа составило 8%, тогда как при испытаниях в среде рН = 5,5 при парциальном давлении 100 кПа сокращение относительного удлинения составило 44%, изменение рН с 5,5 до 4,5 при парциальном давлении 10 кПа привело к сокращению относительного удлинения на 8 и 20% соответственно. В случае среды со 100 кПа при изменении рН с 6,5 до 5,5 сокращение относительного удлинения составило 29 и 44% соответственно.

На рис. 4 представлены снимки продольного сечения испытанных образцов от каждой группы, прошедшей испытания по различным режимам. Для лучшей визуализации перед съёмкой образцы предварительно протравили. Выявлено, что трещин СКРН не образовалось ни на одном образце, однако небольшие (~50 мкм) питтинги могли стать зародышами трещин СКРН при увеличении времени испытания.

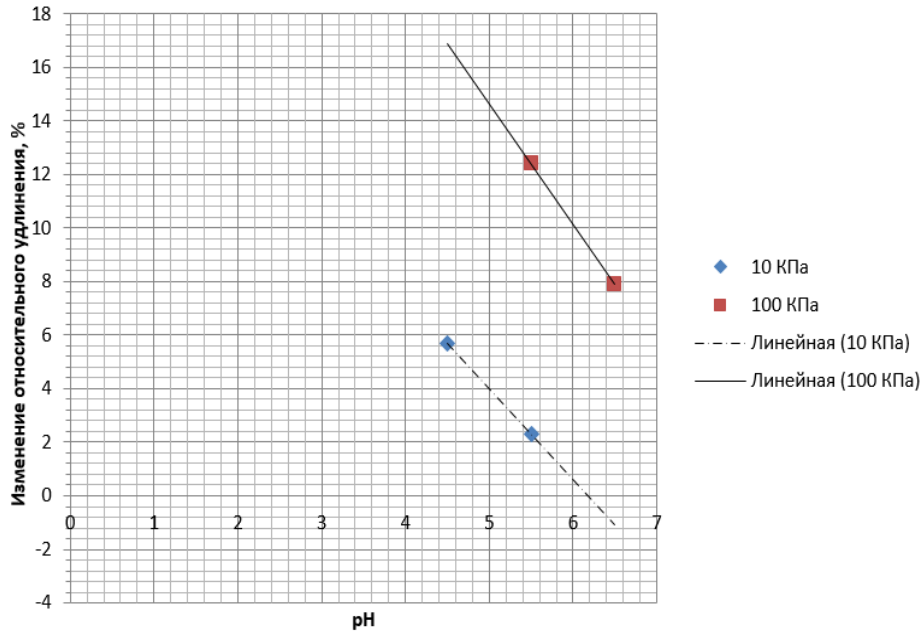


Рис. 3. График зависимости относительного удлинения образцов, испытанных при различных концентрациях, от рН

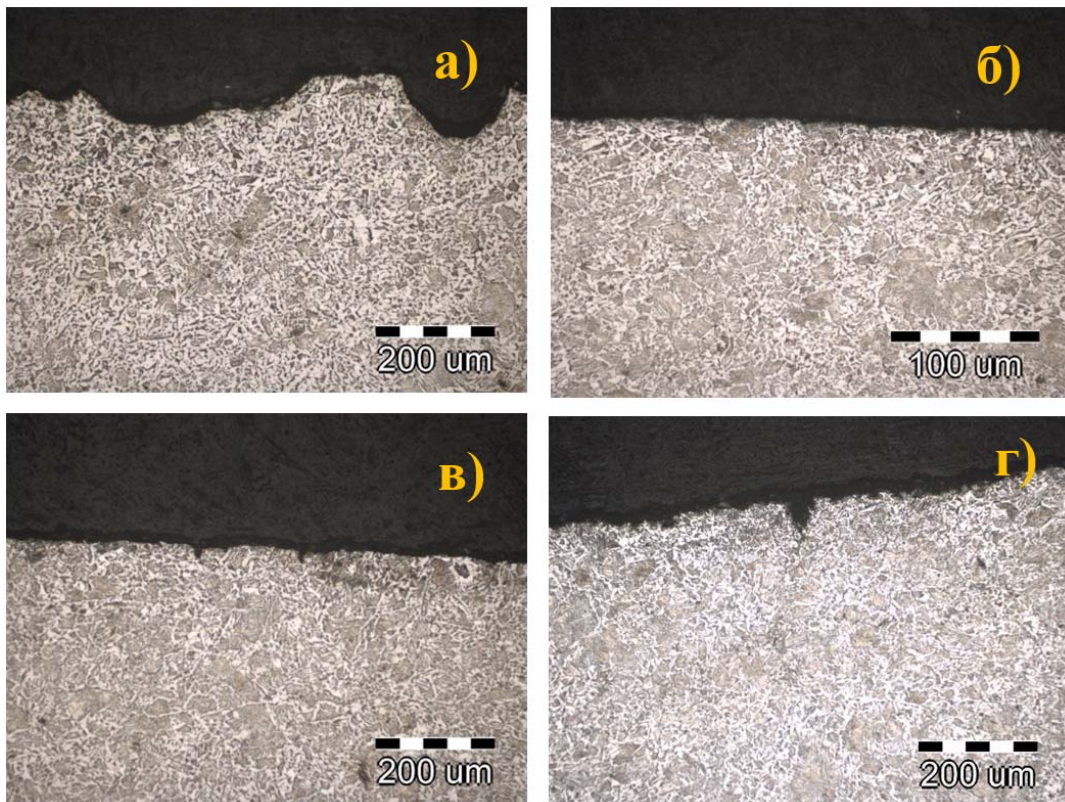


Рис. 4. Продольное сечение образца:

- а – №1, испытанного при концентрации сероводорода 300 ± 100 мг/л, рН = 5,5;
- б – №5, испытанного при концентрации сероводорода 2800 ± 200 мг/л, рН = 6,5;
- в – №8, испытанного при концентрации сероводорода 300 ± 100 мг/л, рН = 4,5;
- г – №11, испытанного при концентрации сероводорода 2800 ± 200 мг/л, рН = 5,5

Заключение

Испытания образцов проводились на производственной базе ООО НИПП «Вальма» в 2022 году в рамках контрактов с предприятиями отрасли. Во время исследований все образцы выстояли полный срок испытания без разрушений. Все испытанные образцы имеют одинаковую морфологию отложений на поверхности и схожий профиль продольного сечения. Выявлено различие в уменьшении относительного удлинения образцов при различных сочетаниях парциального давления сероводорода и рН. Установлено, что увеличение концентрации сероводорода в 10 раз в испытательной среде оказывает значительно большее влияние на уменьшение относительного удлинения, чем уменьшение рН на одну единицу.

Библиографический список

1. Зырянов А.О. Исследование коррозионного разрушения насосно-компрессорных труб из стали 15Х5МФБЧ в высоко агрессивных нефтепромысловых средах и усовершенствование технологии термической обработки этих труб. Дис. ... канд. техн. наук. Тольятти, 2018. 179 с.
2. Якимов С.Б. Виды коррозии корпусов ПЭД и ЭЦЕН на месторождениях ТНК-ВР // Инженерная практика. 2010. № 6. С. 44-55.
3. Иоффе А.В., Липатов Р.А., Зырянов А.О. Надёжность элементов погружного оборудования при эксплуатации в условиях коррозионно-активных сред. Расследование причин преждевременных отказов // Инженерная практика. 2017. № 1-2. С. 30-42.
4. Георгиев М.Н, Симонов Ю.Н. Трещиностойкость железоуглеродистых сплавов. Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политех. ун-та, 2013. 419 с.
5. Шрейлер А.В., Шпарбер И.С., Арчаков Ю.И. Влияние водорода на нефтяное и химическое оборудование. М.: Машиностроение, 1976. 144 с.
6. Гоник А.А. Коррозия нефтепромыслового оборудования и меры её предупреждения. М.: Недра, 1976. 192 с.
7. Альхименко А.А., Харьков А.А., Шемякинский Б.А., Шапошников Н.О. Разработка методики ускоренных испытаний трубных сталей нефтяного сортамента на коррозионное растрескивание // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2020. № 86 (9). С. 70-76. DOI: 10.26896/1028-6861-2020-86-9-70-76
8. Кравченко А.В., Мольцен С.Н., Симонов Ю.Н., Полежаев Р.М., Погорелов Е.В. Анализ и выбор методов испытания сталей на стойкость к сульфидному коррозионному растрескиванию под напряжением в H₂S-содержащих средах // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Машиностроение, материаловедение. 2021. Т. 23, № 2. С. 43-54. DOI: 10.15593/2224-9877/2021.2.06
9. Пышминцев И.Ю., Веселов И.Н., Ширяев А.Г., Ерехинский Б.А., Чернухин В.И., Арабей А.Б. Разработка коррозионно-стойких труб для сред, содержащих сероводород // Территория Нефтегаз. 2016. № 7-8. С. 62-71.

RESISTANCE OF PRODUCTS MADE OF STEEL 20GL TO SULFIDE STRESS CORROSION CRACKING

© 2022

N. M. Blazhnov Postgraduate Student, Engineer;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
nikita.blagnov@gmail.com

E. A. Borisenkova Candidate of Science (Engineering), Lead Engineer;
Valma Research and Production Enterprise, LLC, Samara, Russian Federation;
rudri@yandex.ru

M. V. Khardin Candidate of Science (Engineering); Associate Professor;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
Khardin.mv@ssau.ru

The paper provides a short review of the history of the development of native and foreign regulatory requirements of testing for sulfide stress corrosion cracking. Systematic ambiguity (duplicated in the reviewed regulatory requirements) in the choice of test environment parameters and its influence on the interpretation of the results was revealed. A series of laboratory tests, the purpose of which was to specify the choice of the most favorable combinations of parameters (pH₂S/pH combinations) of the test medium was conducted.

Hydrogen sulfide; corrosion tests; sulfide stress corrosion cracking; aggressive environment; oil and gas environments; pipeline valves

Citation: Blazhnov N.M., Borisenkova E.A., Khardin M.V. Resistance of products made of steel 20GL to sulfide stress corrosion cracking. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 4. P. 88-96. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-88-96

References

1. Zyryanov A.O. *Issledovanie korrozionnogo razrusheniya nasosno-kompressornykh trub iz stali 15Kh5MFBCh v vysoko agressivnykh neftepromyslovykh sredakh i usovershenstvovanie tekhnologii termicheskoy obrabotki etikh trub. Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Study of corrosion failure of tubing made of steel 15Cr in highly aggressive oilfield environments and improvement of pipe heat treatment. Candidate's Dissertation (Engineering)]. Togliatti, 2018. 179 p.
2. Yakimov S.B. Types of corrosion of SEM and ESP casings at TNK-BP fields. *Inzhenernaya Praktika*. 2010. No. 6. P. 44-55. (In Russ.)
3. Ioffe A.V., Lipatov R.A., Zyryanov A.O. Reliability of elements of submersible equipment during operation in conditions of corrosive environment. Investigation of the causes of premature failures. *Inzhenernaya Praktika*. 2017. No. 1-2. P. 30-42. (In Russ.)
4. Georgiev M.N., Simonov Yu.N. *Treshchinostoykost' zhelezouglerodistykh splavov* [Crack resistance of iron-carbon alloys]. Perm: Perm National Research Polytechnic University Publ., 2013. 419 p.
5. Shreyler A.V., Shparber I.S., Archakov Yu.I. *Vliyanie vodoroda na neftyanoe i khimicheskoe oborudovanie* [Influence of hydrogen on oil and chemical equipment]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1976. 144 p.
6. Gonik A.A. *Korroziya neftepromyslovogo oborudovaniya i mery ee preduprezhdeniya* [Corrosion of oilfield equipment and measures to prevent it]. Moscow: Nedra Publ., 1976. 192 p.
7. Alkhimenko A.A., Kharkov A.A., Shemyakinskiy B.A., Shaposhnikov N.O. Development of the methodology of accelerated testing of oil – gas pipe steels for stress corrosion cracking. *Industrial Laboratory. Materials Diagnostics*. 2020. No. 86 (9). P. 70-76. (In Russ.). DOI: 10.26896/1028-6861-2020-86-9-70-76

8. Kravchenko A.V., Moltsen S.N., Simonov Yu.N., Polezhayev R.M., Pogorelov E.V. Analysis and selection testing methods for sulfide stress corrosion cracking of steels in H₂S environment. *Bulletin PNRPU. Mechanical Engineering, Materials Science*. 2021. V. 23, no. 2. P. 43-54. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9877/2021.2.06

9. Pyshmintsev I.Yu., Veselov I.N., Shiryayev A.G., Yerkhinskiy B.A., Chernukhin V.I., Arabey A.B. Development of corrosion-resistant pipes for hydrogen sulfide containing media. *Oil and Gas Territory*. 2016. No. 7-8. P. 62-71. (In Russ.)

РАЗРАБОТКА МИКРОСТРУКТУР ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ СВОЙСТВ МЕТАМАТЕРИАЛОВ ПЬЕЗОЭЛЕМЕНТОВ

© 2022

В. С. Бут аспирант кафедры наноинженерии, институт систем обработки изображений – филиал ФНИЦ «Кристаллография и фотоника» РАН; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
mister_byt@mail.ru

А. А. Кобелев аспирант кафедры наноинженерии, институт систем обработки изображений – филиал ФНИЦ «Кристаллография и фотоника» РАН; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
kobelevanton89@mail.ru

С. В. Карпеев доктор физико-математических наук, профессор кафедры наноинженерии, институт систем обработки изображений – филиал ФНИЦ «Кристаллография и фотоника» РАН; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
karp@smr.ru

Проведено проектирование микрочаек для последующего моделирования из них пьезо- и оптоэлементов. Осуществлена разработка пьезоэлектрических и оптических элементов из микрочаек и подготовлены модели для печати на 3D-принтере. Эти конструкции можно практически использовать в качестве пьезоакустических или пьезоэлектрических датчиков в ультразвуковых расходомерах, если в их состав добавляется пьезоэлектрический порошок, или использовать для создания оптических структур дифракционных оптических элементов. Проведён анализ ключевых характеристик и коэффициентов пьезоэлектрических структур, таких как диэлектрическая константа, коэффициент преобразования, коэффициент потерь диэлектрика, добротность упругой системы, частотная константа, коэффициент электромеханической связи, коэффициент пьезоэлектрического заряда, пьезоэлектрический коэффициент напряжения, коэффициент упругой податливости, скорость старения, точка Кюри. Элементы, полученные с помощью 3D-печати, будут иметь свойства, отличные от свойств элементов, полученных стандартными методами. Данные структуры открывают новые возможности для развития ультразвуковых исследований, машиностроения и приборостроения.

Наноструктура; пьезоэлектрик; пьезоакустика; оптические структуры; наноэлемент; пьезоэлемент; пьезоматериал; ультразвуковые измерения; 3D-печать

Цитирование: Бут В.С., Кобелев А.А., Карпеев С.В. Разработка микроструктур для формирования свойств метаматериалов пьезоэлементов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 4. С. 97-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-97-108

Введение

Пьезоэлектрические материалы обладают способностью преобразовывать механическую энергию в электрическую и наоборот, поэтому они широко используются в ультразвуковых измерениях, измерениях давления, в медицине, в дефектоскопах, в сейсмических датчиках, системах хранения энергии и других различных детекторах [1 – 6]. Одним из недостатков этих материалов является то, что константы пьезоэлектрического заряда пьезокерамики и их производных определяются кристаллографическими структурами и составами, что приводит только к общим режимам работы излучателей и приёмников. Кроме того, внутренние микроструктуры тесно связаны с другими физическими свойствами. Химические модификации, такие как легирование, вводятся для изменения пьезоэлектрических постоянных в определённых направлениях путём изме-

нения кристаллографических структур, но их доработка с точки зрения конструкции ограничивается небольшим набором возможных легирующих материалов.

В этой ситуации возникает проблема физического исполнения сложной геометрии пьезоэлектрических элементов, но с точки зрения размера и формы эти изделия являются удобными объектами для массовой печати. Развитие 3D-печати обещает в ближайшем будущем полностью изменить технологическую структуру в ряде отраслей обрабатывающей промышленности, таких как электроника, строительство, медицина и т.д. После создания подходящей технологии для пьезо- и оптических материалов её можно будет использовать как рабочий материал для изготовления пьезоэлементов на 3D-принтере без применения ряда трудоёмких технологических операций [7; 8].

Также существует потребность в новых способах изготовления оптических элементов. Дифракционные оптические элементы делят световой поток на множество лучей и отклоняют каждый из них на свой угол. Однако редко удается отклонить все лучи и тем самым перенаправить всю интенсивность на заданный угол. В связи с этим вводится понятие дифракционной эффективности, которое представляет собой отношение интенсивности света, отклонённого на желаемый угол, к интенсивности падающего света. Дифракционная эффективность элементов сильно зависит от точности изготовления фазового рельефа. Поэтому исследование формирования дифракционных оптических элементов для повышения разрешающей способности существующих методов изготовления дифракционных оптических элементов является актуальной задачей [9 – 13].

Одним из способов преодоления геометрических ограничений пьезоэлектрических элементов, улучшения характеристик и повышения эффективности оптических элементов является использование микроэлементов (рис. 1) для формирования их структур [14]. Если эти ячейки объединить в упорядоченную структуру, то получается метаматериал с электромеханическими связями, за счёт которого улучшаются такие характеристики как коэффициент электромеханической связи, коэффициент преобразования, добротность, пьезоэлектрический модуль и т. д.

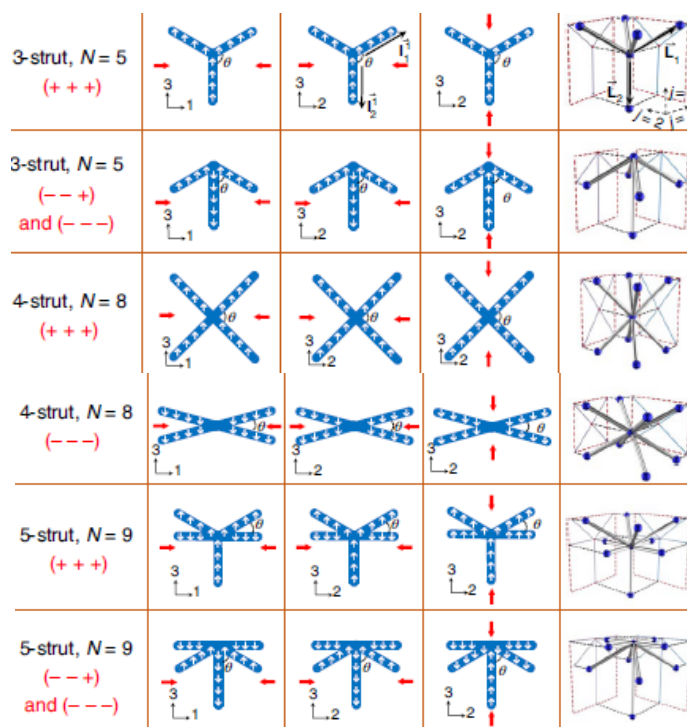


Рис. 1. Трёхмерные структурные ячейки [21]

Такие конструкции позволяют добиться высокого коэффициента преобразования и коэффициента пьезоэлектрического заряда, а также позволяют «контролировать» характеристики получаемых из них структур, что невозможно при использовании стандартных пьезоэлектрических и пьезоакустических элементов. В свою очередь, оптические элементы из таких конструктивных элементов будут иметь свойства и характеристики, отличные от стандартных [15 – 25].

Представленные ячейки также могут применяться для создания структур, формирующих двумерные интерференционные картины ЗЭВ (затухающие электромагнитные волны) [26 – 28]. Волновые решётки имеют высокую отражательную способность, близкую к 100% в окрестности определённых длин волн падающего света [27 – 29]. Такой эффект высокого отражения получается за счёт резонансного процесса возбуждения собственных квазиволноводных мод в структуре. Пример волноводной дифракционной решётки представлен на рис. 2 [29].

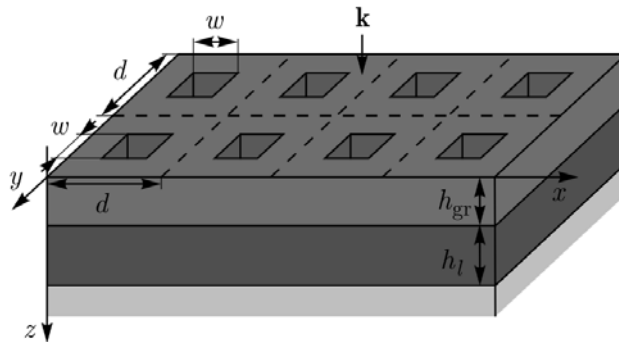


Рис. 2. Дифракционная структура оптического элемента [30]

За счёт использования этих структур для формирования интерференционных картин ЗЭВ можно получить следующее: при определённых условиях, обеспечиваемых выбором геометрических и физических параметров структуры, в оптических элементах будут возбуждаться квазиволноводные моды, близкие по структуре поля к модам плоскопараллельного волновода [26 – 28].

Моделирование ячеек пьезоэлектрических структур

Моделирование полных проекций в пространстве пьезоэлектрических элементов осуществляется за счёт пространственного расположения пьезоэлектрических связей. В расчёт включается анализ конфигураций шаблонов проекций из трёхмерного узла, разделённого по связности. Создание различных шаблонов проекций приводит к новым картам электрического смещения, из которого может быть построено тензорное поле пьезоэлектрических коэффициентов d_{3M} (где M – это 1, 2, 3), выходящее за ограничения монолитной пьезоэлектрической керамики, полимеров и композитов, пьезоэлектрические коэффициенты которых расположены в квадрантах $\{- - +\}$ и $\{+ + -\}$. Безразмерное пьезоэлектрическое тензорное поле d_{3M} определяется путём нормировки d_{3M} на вектор $\{d_{31}, d_{32}, d_{33}\}$. Чтобы использовать как можно более широкое пространство для проектирования, моделирование начинается с минимального количества пересекающихся стоек в узле ячейки, которые можно преобразовать в трёхмерные периодические решётки. Все пересекающиеся стойки представляются в виде векторов, исходящих из узла L_i ($i=1-N$, где N – связность узла). При построении шаблонов проекция l_i^j определяется как двумерная проекция L_i на три ортогональные плоскости через глобальную систему координат 1–2–3 трёхмерного пьезоэлектрического куба.

$$L_i = \frac{1}{2} \sum_j^3 l_i^j, \quad (1)$$

где $j = 1, 2, 3$.

Если использовать пьезоэлектрическую керамику и её композиты, которые имеют d_{3M} , распределённую в квадрантах $\{- - +\}$, в качестве основного материала для построения карт электрического смещения (см. рис. 1), то белые стрелки, указывающие вверх или вниз в направлении 3, указывают на положительную или отрицательную реакцию электрического смещения стойки в направлении 3 (то есть в направлении поляризации). Настройка шаблонов проекций в этих плоскостях приводит к различным картам электрического смещения, что обеспечивает доступ к различным квадрантам пространства свойств d_{3M} .

Микроархитектуры с высокой связностью узлов деформируются в основном при сжатии или растяжении. Составляющая d_{33} увеличивается с дополнительной узловой связностью по сравнению со случаями с более низкой связностью, в которых энергия деформации от изгиба стойки не способствует электрическому смещению в трёх направлениях.

Эти конструкции не ограничены идентичными проекционными шаблонами, в которых d_{31} и d_{32} соединены. Конструкции трёхмерных узловых блоков с разными схемами проекций позволяют осуществлять независимую настройку d_{31} и d_{32} . При использовании предложенных структурных ячеек появляется возможность настраивать разнородные карты электрического смещения, независимо изменяя относительные ориентации θ_1 и θ_2 между плоскостями, которые образованы двумя соседними стойками. Таким образом, сжатие в двух противоположных направлениях одного трёхмерного узлового блока создает разные карты электрического смещения и приводит к разъединению d_{31} и d_{32} .

Конечное значение d_{nM} спроектированных блоков можно рассчитать путём суммирования электрического смещения от всех пересекающихся элементов стойки L_i в состоянии равновесия при приложенном напряжении. Такие модели связывают конфигурацию проекционных рисунков l_i^j с интересующим пьезоэлектрическим коэффициентом d_{nM} для определённого материала:

$$d_{nM} = \frac{\sum_{i=1}^N \int_{V_i} d_{nm}^i T_{mr}^i \sigma_r^i dV_i}{\sum_{i=1}^N \int_{V_i} \delta_{Mm} T_{mr}^i \sigma_r^i dV_i}, \quad (2)$$

где d_{nm}^i – матрица пьезоэлектрических коэффициентов основного материала ($n = 1, 2, 3, \dots, m; M = 1 \dots 6$); T_{mr}^i представляет собой матрицу преобразования напряжений из локальной системы координат $x - y - z$ в глобальную 1–2–3; σ_r^i – вектор напряжений в локальной системе координат ($r = xx, yy, zz, xy, xz, yz$); V_i – объём i -й стойки в узловом узле; δ_{Mm} – дельта Кронекера.

Возможность подстраивать характеристики получаемых метаматериалов позволит преодолеть геометрические ограничения пьезоэлектрических элементов, улучшить их характеристики и повысить эффективность.

Существующие пьезоэлектрические элементы

Все существующие пьезоэлектрические элементы имеют стандартные типоразмеры, такие как круг, пластина, цилиндр и т. д. (рис. 3).

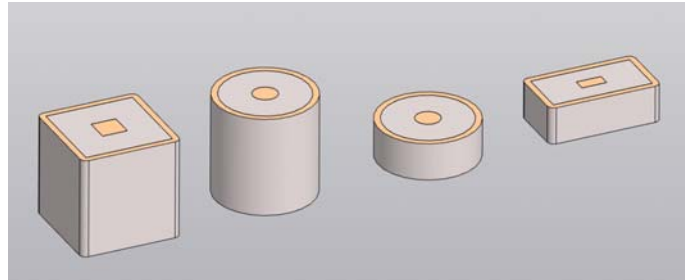


Рис. 3. Стандартные формы пьезоэлементов

Стандартные пьезоэлементы характеризуются постоянными и коэффициентами, представленными в табл. 1. Также приводятся формулы для расчёта каждого из коэффициентов.

Таблица 1 Основные характеристики пьезоэлементов

Характеристика	Формула
Диэлектрическая константа (K_T)	$K_T = \frac{\varepsilon^T}{\varepsilon_0} = \frac{C^T T}{\varepsilon_0 A},$ <p>где ε^T – это постоянная магнитная проницаемость (F/m); ε_0 – диэлектрическая проницаемость свободного пространства ($8,854 \times 10^{-12} F/m$); A – площадь поверхности (m^2); T – расстояние между электродами (m); C – ёмкость (f)</p>
Добротность упругой системы (Q_m)	$Q_m = \frac{f_a^2}{2\pi f_r Z_m C^T (f_a^2 - f_r^2)},$ <p>где f_a – антирезонансная частота (Hz); f_r – резонансная частота (Hz); Z_m – минимальный импеданс f_r (Om); C – ёмкость (f)</p>
Частотная константа (N)	Радиальная мода, диск: $N_{31} = f_r L$, где L – длина (m)
Коэффициент электромеханической связи (k_t)	$k_t = \sqrt{\frac{\pi f_r}{2 f_a} \cot\left(\frac{\pi f_r}{2 f_a}\right)}$
Коэффициент пьезоэлектрического заряда (d)	$d = k \sqrt{\varepsilon^T S^E} (C/N)$
Пьезоэлектрический коэффициент напряжения (g)	$g = \frac{d}{\varepsilon^r} (V m/N)$
Коэффициент упругой податливости (S)	$S = \frac{1}{Y} = \frac{1}{\rho v^2} \left(\frac{m^2}{N} \right)$
Скорость старения (Z)	$Z = \frac{1}{(\log t_2 - \log t_1)} \left(\frac{P_2 - P_1}{P_1} \right),$ <p>где t_2, t_1 – количество дней после поляризации; P_2, P_1 – соответствующие измеренные значения поляризации пьезоэлементов за рассматриваемый период</p>

Но эти формы не всегда удобны для конкретной задачи и не всегда полностью удовлетворяют потребности пользователя для идеальной работы системы. Иногда возникает необходимость усложнять конструкцию устройства, из-за чего увеличивается и её стоимость.

Разработка новых элементов

Предлагаемые керамические образцы пьезоэлементов представляют собой совокупность кристаллитов, которые, в свою очередь, состоят из множества доменов. Свойства керамики являются результатом усреднения свойств образующихся кристаллитов, поэтому свойства керамики регулируются введением определённых добавок и изменением состава твёрдых растворов. Но также возможно изменить свойства и характеристики не только легированием, но и созданием определённых микроструктур. Эти конструкции создаются из стандартных ячеек с разным количеством стоек (R), показанных на рис. 4 – 7.

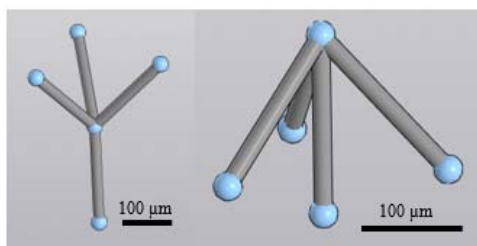


Рис. 4. Микроячейка с $R = 4$

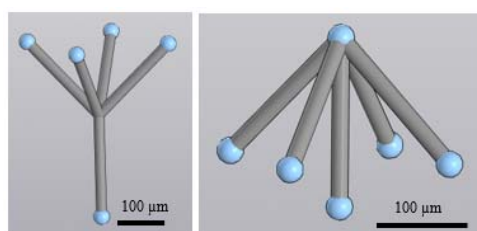


Рис. 5. Микроячейка с $R = 5$

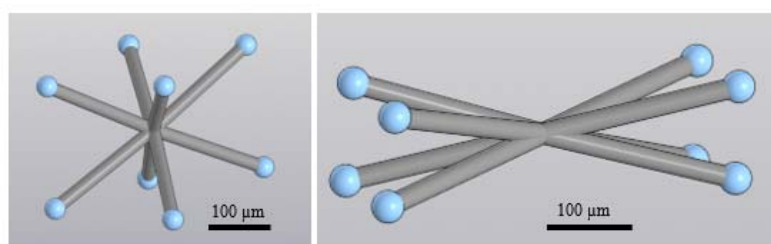


Рис. 6. Микроячейка с $R = 8$

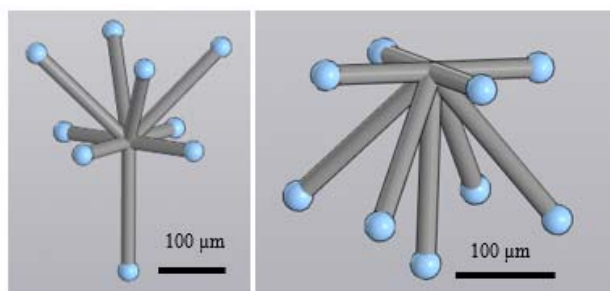


Рис. 7. Микроячейка с $R = 9$

Из данных ячеек создаются структуры полноценных пьезоэлектрических сенсоров и подготавливаются 3D-модели элементов из различных разработанных микроячеек для печати их на 3D-принтере технологии SLA. Разрешающая способность печати 3D-принтера позволяет реализовать структуры с толщиной одного сечения для печати от 25 до 50 мкм. Модели структур и полученные результаты после печати под микроскопом представлены на рис. 8.

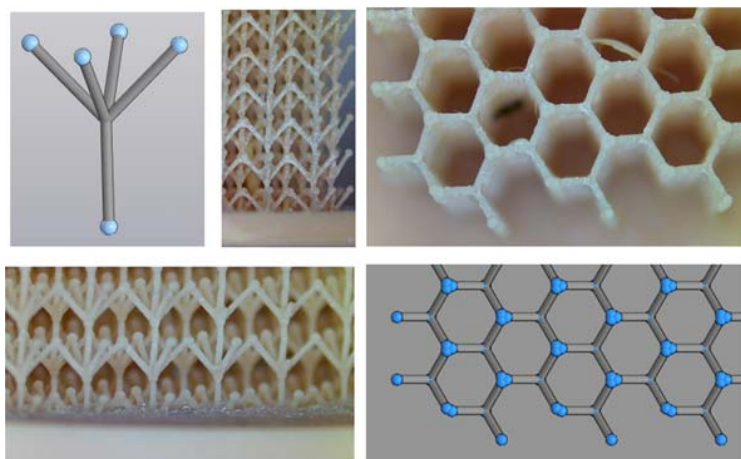


Рис. 8. Пример структуры из микроячеек

Заключение

Полученные ячейки могут быть использованы для формирования структур оптических и пьезоэлектрических элементов с целью получения требуемых свойств и характеристик. Представляется возможным напечатать эти структуры на 3D-принтере, поскольку минимальные размеры ячеек (25...50 мкм) соответствуют разрешающей способности устройства. Благодаря этой возможности покрывается широкая область применения данной технологии для создания многофункциональных элементов. Поскольку современная база полимерных материалов для 3D-принтеров достаточно велика, также можно выбирать гибкие, вязкие, ударопрочные или термостойкие материалы в зависимости от поставленной задачи. Необязательно настраивать всю конструкцию устройства под опто- или пьезоэлементы, достаточно определить характеристики, которые необходимы для работы элементов, и на основании этого установить их в систему для, например, расходомеров жидкостей или газов. Нет необходимости создавать большие матрицы из стандартных датчиков или оптических элементов, так как можно спроектировать и распечатать всю конструкцию, например фазированную решётку, на 3D-принтере. Также возможно создание датчиков, встроенных в систему, без дополнительного вспомогательного оборудования и компонентов, что позволит упростить всю систему и снизить стоимость изготовления конструкции.

Библиографический список

1. Андрианова А.В., Виноградова И.Л., Султанов А.Х., Мешков И.К., Абдрахманова Г.И., Грахова Е.П., Ишмияров А.А., Янтилина Л.З. Подход к получению 3D-наноструктурного двухфазного ситаллового стекла, основанный на интенсивном кручении под высоким давлением // Компьютерная оптика. 2016. Т. 40, № 4. С. 489-500. DOI: 10.18287/2412-6179-2016-40-4-489-500

2. Скиданов Р.В., Досколович Л.Л., Ганчевская С.В., Бланк В.А., Подлипов В.В., Казанский Н.Л. Экспериментальное исследование дифракционных линз для работы с излучением нескольких заданных длин волн // Компьютерная оптика. 2020. Т. 44, № 1. С. 22-28. DOI: 10.18287/2412-6179-CO-646

3. Tripathi N., Pavelyev V.S., But V.S., Lebedev S.A., Kumar S., Sharma P., Mishra P., Sovetkina M.A., Fomchenkov S.A., Podlipnov V.V., Platonov V. Analysis and optimization of photonics devices manufacturing technologies based on Carbon Nanotubes // Journal of Physics: Conference Series. 2019. V. 1368, Iss. 2. DOI: 10.1088/1742-6596/1368/2/022034

4. Глущенко А.Г., Глущенко Е.П. Использование метаматериалов для управления скоростью распространения света в оптических структурах // Компьютерная оптика. 2017. Т. 41, № 2. С. 202-207. DOI: 10.18287/2412-6179-2017-41-2-202-207

5. Борминский С.А., Солнцева А.В., Скворцов Б.В. Метод оптоэлектронного контроля объёма жидкости в резервуаре // Компьютерная оптика. 2016. Т. 40, № 4. С. 552-559. DOI: 10.18287/2412-6179-2016-40-4-552-559

6. Стороженко Д.В., Дзюба В.П., Кульчин Ю.Н., Амосов А.В. Экситонная оптическая нелинейность диэлектрических нанокompозитов в слабых оптических полях // Компьютерная оптика. 2016. Т. 40, № 6. С. 855-862. DOI: 10.18287/2412-6179-2016-40-6-855-862

7. Volkov A.V., Kazanskiy N.L., Moiseyev O.Ju., Soifer V.A. A method for the diffractive microrelief formation using the layered photoresist growth // Optics and Lasers in Engineering. 1998. V. 29, Iss. 4-5. P. 281-288. DOI: 10.1016/S0143-8166(97)00116-4

8. Скиданов Р.В., Моисеев О.Ю., Ганчевская С.В. Аддитивная технология изготовления фазовых дифракционных оптических элементов // Оптический журнал. 2016. Т. 83, № 1. С. 32-35.

9. Miklyaev Y.V., Karpeev S.V., Dyachenko P.N., Pavelyev V.S. Fabrication of three-dimensional photonic crystals by interference lithography with low light absorption // Journal of Modern Optics. 2009. V. 56, Iss. 9. P. 1133-1136. DOI: 10.1080/09500340902919469

10. Дьяченко П.Н., Карпеев С.В., Павельев В.С. Формирование и исследование трёхмерных металлodieлектрических фотонных кристаллов инфракрасного диапазона // Компьютерная оптика. 2010. Т. 34, № 4. С. 501-505.

11. Dyachenko P.N., Karpeev S.V., Fesik E.V., Miklyaev Y.V., Pavelyev V.S., Malchikov G.D. Fabrication of three-dimensional metallodielectric photonic crystals by interference lithography // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. 2010. V. 7713. DOI: 10.1117/12.853791

12. Dyachenko P.N., Karpeev S.V., Fesik E.V., Miklyaev Y.V., Pavelyev V.S., Malchikov G.D. The three-dimensional photonic crystals coated by gold nanoparticles // Optics Communications. 2011. V. 284, Iss. 3. P. 885-888. DOI: 10.1016/j.optcom.2010.10.006

13. Dyachenko P.N., Karpeev S.V., Pavelyev V.S. Fabrication and characterization of three-dimensional metallodielectric photonic crystals for infrared spectral region // Optics Communications. 2011. V. 284, Iss. 22. P. 5381-5383. DOI: 10.1016/j.optcom.2011.07.062

14. Cui H., Hensleigh R., Yao D., Maurya D., Priya S., Kumar P., Kang M.G., Priya Sh., Zheng X.R. Three-dimensional printing of piezoelectric materials with designed anisotropy and directional response // Nature Materials. 2019. V. 18, Iss. 3. P. 234-241. DOI: 10.1038/s41563-018-0268-1

15. Yasuda H., Miyazawa Y., Charalampidis E.G., Chong C., Kevrekidis P.G., Yang J. Origami-based impact mitigation via rarefaction solitary wave creation // Science Advances. 2019. V. 5, Iss. 5. DOI: 10.1126/sciadv.aau2835

16. Pavelyev V.S., Borodin S.A., Kazanskiy N.L., Kostyuk G.F., Volkov A.V. Formation of diffractive microrelief on diamond film surface // *Optics and Laser Technology*. 2007. V. 39, Iss. 6. P. 1234-1238. DOI: 10.1016/j.optlastec.2006.08.004
17. Абульханов С.Р., Казанский Н.Л., Досколович Л.Л., Казакова О.Ю. Методы изготовления элементов дифракционной оптики резанием на станках с ЧПУ // *СТИН*. 2011. № 9. P. 22-27.
18. Bezus E.A., Doskolovich L.L., Kazanskiy N.L. Evanescent-wave interferometric nanoscale photolithography using guided-mode resonant gratings // *Microelectronic Engineering*. 2011. V. 88, Iss. 2. P. 170-174. DOI: 10.1016/j.mee.2010.10.006
19. Безус Е.А., Досколович Л.Л., Казанский Н.Л. Формирование интерференционных картин затухающих электромагнитных волн для наноразмерной литографии с помощью волноводных дифракционных решёток // *Квантовая электроника*. 2011. Т. 41, № 8. С. 759-764.
20. Казанский Н.Л., Моисеев О.Ю., Полетаев С.Д. Формирование микрорельефа методом термического окисления плёнок молибдена // *Письма в журнал технической физики*. 2016. Т. 42, № 3. P. 106-110.
21. Казанский Н.Л., Степаненко И.С., Хаймович А.И., Кравченко С.В., Бызов Е.В., Моисеев М.А. Оптимизация параметров инжекционного литья мультилинз из термопластичных полимеров // *Компьютерная оптика*. 2016. Т. 40, № 2. С. 203-214. DOI: 10.18287/2412-6179-2016-40-2-203-214
22. Проценко В.И., Казанский Н.Л., Серафимович П.Г. Анализ параметров систем детектирования множественных визуальных объектов в режиме реального времени // *Компьютерная оптика*. 2015. Т. 39, № 4. С. 582-591. DOI: 10.18287/0134-2452-2015-39-4-582-591
23. Никитин В.С., Семёнов Э.И., Солостин А.В., Шаров В.Г., Чайка С.В. Моделирование работы «смартлинк соединения» // *Компьютерная оптика*. 2016. Т. 40, № 1. С. 64-72. DOI: 10.18287/2412-6179-2016-40-1-64-72
24. Карпеев С.В., Устинов А.В., Хонина С.Н. Расчёт и анализ трёхволнового дифракционного фокусирующего дублета // *Компьютерная оптика*. 2016. Т. 40, № 2. С. 173-178. DOI: 10.18287/2412-6179-2015-40-2-173-178
25. But V.S., Kobelev A.A., Karlin E.S., Karpeev S.V. Development and investigation of micro- and nanostructures of metamaterials to form the necessary characteristics and coefficients of piezoelectric elements // *Journal of Physics: Conference Series*. 2021. V. 1745. DOI: 10.1088/1742-6596/1745/1/012008
26. Tamir T., Zhang S. Resonant scattering by multilayered dielectric gratings // *Journal of the Optical Society of America A: Optics and Image Science, and Vision*. 1997. V. 14, Iss. 7. P. 1607-1616. DOI: 10.1364/JOSAA.14.001607
27. Wei C., Liu S., Deng D., Shen J., Shao J., Fan Z. Electric field enhancement in guided-mode resonance filters // *Optics Letters*. 2006. V. 31, Iss. 9. P. 1223-1225. DOI: 10.1364/OL.31.001223
28. Sun T., Ma J., Wang J., Jin Y., He H., Shao J., Fan Z. Electric field distribution in resonant reflection filters under normal incidence // *Journal of Optics A: Pure and Applied Optics*. 2008. V. 10, Iss. 12. DOI: 10.1088/1464-4258/10/12/125003
29. Дифракционная оптика и нанофотоника / под ред. В.А. Сойфера. М.: Физматлит, 2014. 608 с.

DEVELOPMENT OF MICROSTRUCTURES FOR THE FORMATION OF METAMATERIAL PROPERTIES OF PIEZOELECTRIC ELEMENTS

© 2022

V. S. But Postgraduate Student, Image Processing Systems Institute of RAS – Branch of the FSRC Crystallography and Photonics, RAS; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; mister_byt@mail.ru

A. A. Kobelev Postgraduate Student; Image Processing Systems Institute of RAS – Branch of the FSRC Crystallography and Photonics, RAS; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; kobelevanton89@mail.ru

S. V. Karpeev Doctor of Science (Phys. & Math.), Professor of the Department of Nanoengineering, Image Processing Systems Institute of RAS – Branch of the FSRC Crystallography and Photonics, RAS; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; karp@smr.ru

Microcells were designed for subsequent modeling of piezoelectric and optical elements on their basis. The development of piezoelectric and optical elements from microcells was carried out and models were prepared for 3D printing. These designs can be used in practice as piezoacoustic or piezoelectric sensors if piezoelectric powder is added to their composition, for example, in ultrasonic flow meters, or used to create optical structures, for example, diffractive optical elements. The key characteristics and coefficients of piezoelectric structures, such as dielectric constant, conversion coefficient, dielectric loss coefficient, mechanical Q-factor, frequency constant, electromechanical coupling coefficient, piezoelectric charge coefficient, piezoelectric stress coefficient, elastic compliance coefficient, degradation rate, Curie point are analyzed. Elements produced by 3D printing will have properties different from those of elements produced by standard methods. These structures open up new opportunities for the development of ultrasonic research, mechanical engineering and instrument making.

Nanostructure; piezoelectric; piezoacoustics; optical structures; nanoelement; piezoelectric element; piezoelectric material; ultrasonic measurements; 3D printing

Citation: But V.S., Kobelev A.A., Karpeev S.V. Development of microstructures for the formation of metamaterial properties of piezoelectric elements. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 4. P. 97-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-97-108

References

1. Andrianova A.V., Vinogradova I.L., Sultanov A.Kh., Meshkov I.K., Abdrakhmanova G.I., Grakhova E.P., Ishmiyarov A.A., Yantilina L.Z. An approach to synthesizing a 3D nanostructured glass-ceramic material based on intensive high-pressure torsion. *Computer Optics*. 2016. V. 40, no. 4. P. 489-500. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-6179-2016-40-4-489-500
2. Skidanov R.V., Doskolovich L.L., Ganchevskaya S.V., Blank V.A., Podlipnov V.V., Kazanskiy N.L. Experiment with a diffractive lens with a fixed focus position at several given wavelengths. *Computer Optics*. 2020. V. 44, no. 1. P. 22-28. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-6179-CO-646
3. Tripathi N., Pavelyev V.S., But V.S., Lebedev S.A., Kumar S., Sharma P., Mishra P., Sovetkina M.A., Fomchenkov S.A., Podlipnov V.V., Platonov V. Analysis and optimization of photonics devices manufacturing technologies based on Carbon Nanotubes. *Journal of Physics: Conference Series*. 2019. V. 1368, Iss. 2. DOI: 10.1088/1742-6596/1368/2/022034
4. Glushchenko A.G., Glushchenko E.P. The use of metamaterials to control the speed of light propagation in optical structures. *Computer Optics*. 2017. V. 41, no. 2. P. 202-207. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-6179-2017-41-2-202-207

5. Borminsky S.A., Solntseva A.V., Skvortsov B.V. A method for optoelectronic control of liquid volume in a tank. *Computer Optics*. 2016. V. 40, no. 4. P. 552-559. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-6179-2016-40-4-552-559
6. Storozhenko D.V., Dzyuba V.P., Kulchin Yu.N., Amosov A.V. Exciton optical nonlinearity of dielectric nanocomposites in weak optical fields. *Computer Optics*. 2016. V. 40, no. 6. P. 855-862. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-6179-2016-40-6-855-862
7. Volkov A.V., Kazanskiy N.L., Moiseyev O.Ju., Soifer V.A. A method for the diffractive microrelief formation using the layered photoresist growth. *Optics and Lasers in Engineering*. 1998. V. 29, Iss. 4-5. P. 281-288. DOI: 10.1016/S0143-8166(97)00116-4
8. Skidanov R.V., Moiseev O.Yu., Ganchevskaya S.V. Additive process for fabrication of phased optical diffraction elements. *Journal of Optical Technology*. 2016. V. 83, Iss. 1. P. 23-25. DOI: 10.1364/JOT.83.000023
9. Miklyaev Y.V., Karpeev S.V., Dyachenko P.N., Pavelyev V.S. Fabrication of three-dimensional photonic crystals by interference lithography with low light absorption. *Journal of Modern Optics*. 2009. V. 56, Iss. 9. P. 1133-1136. DOI: 10.1080/09500340902919469
10. Dyachenko P.N., Karpeev S.V., Pavelyev V.S. Fabrication and investigation of three-dimensional metallodielectric photonic crystals for infrared range. *Computer Optics*. 2010. V. 34, no. 4. P. 501-505. (In Russ.)
11. Dyachenko P.N., Karpeev S.V., Fesik E.V., Miklyaev Y.V., Pavelyev V.S., Malchikov G.D. Fabrication of three-dimensional metallodielectric photonic crystals by interference lithography. *Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering*. 2010. V. 7713. DOI: 10.1117/12.853791
12. Dyachenko P.N., Karpeev S.V., Fesik E.V., Miklyaev Y.V., Pavelyev V.S., Malchikov G.D. The three-dimensional photonic crystals coated by gold nanoparticles. *Optics Communications*. 2011. V. 284, Iss. 3. P. 885-888. DOI: 10.1016/j.optcom.2010.10.006
13. Dyachenko P.N., Karpeev S.V., Pavelyev V.S. Fabrication and characterization of three-dimensional metallodielectric photonic crystals for infrared spectral region. *Optics Communications*. 2011. V. 284, Iss. 22. P. 5381-5383. DOI: 10.1016/j.optcom.2011.07.062
14. Cui H., Hensleigh R., Yao D., Maurya D., Priya S., Kumar P., Kang M.G., Priya Sh., Zheng X.R. Three-dimensional printing of piezoelectric materials with designed anisotropy and directional response. *Nature Materials*. 2019. V. 18, Iss. 3. P. 234-241. DOI: 10.1038/s41563-018-0268-1
15. Yasuda H., Miyazawa Y., Charalampidis E.G., Chong C., Kevrekidis P.G., Yang J. Origami-based impact mitigation via rarefaction solitary wave creation. *Science Advances*. 2019. V. 5, Iss. 5. DOI: 10.1126/sciadv.aau2835
16. Pavelyev V.S., Borodin S.A., Kazanskiy N.L., Kostyuk G.F., Volkov A.V. Formation of diffractive microrelief on diamond film surface. *Optics and Laser Technology*. 2007. V. 39, Iss. 6. P. 1234-1238. DOI: 10.1016/j.optlastec.2006.08.004
17. Abul'khanov S.R., Kazanskii N.L., Doskolovich L.L., Kazakova O.Y. Manufacture of diffractive optical elements by cutting on numerically controlled machine tools. *Russian Engineering Research*. 2011. V. 31, Iss. 12. P. 1268-1272. DOI: 10.3103/S1068798X11120033
18. Bezus E.A., Doskolovich L.L., Kazanskiy N.L. Evanescent-wave interferometric nanoscale photolithography using guided-mode resonant gratings. *Microelectronic Engineering*. 2011. V. 88, Iss. 2. P. 170-174. DOI: 10.1016/j.mee.2010.10.006
19. Bezus E.A., Doskolovich L.L., Kazanskiy N.L. Interference pattern generation in evanescent electromagnetic waves for nanoscale lithography using waveguide diffraction gratings. *Quantum Electronics*. 2011. V. 41, Iss. 8. P. 759-764. DOI: 10.1070/QE2011v041n08ABEH014500

20. Kazanskiy N.L., Moiseev O.Y., Poletayev S.D. Microprofile formation by thermal oxidation of molybdenum films. *Technical Physics Letters*. 2016. V. 42, Iss. 2. P. 164-166. DOI: 10.1134/s1063785016020085

21. Kazanskiy N.L., Stepanenko I.S., Khaimovich A.I., Kravchenko S.V., Byzov E.V., Moiseev M.A. Injectional multilens molding parameters optimization. *Computer Optics*. 2016. V. 40, no. 2. P. 203-214. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-6179-2016-40-2-203-214

22. Protsenko V.I., Kazanskiy N.L., Serafimovich P.G. Real-time analysis of parameters of multiple object detection systems. *Computer Optics*. 2015. V. 39, no. 4. P. 582-591. (In Russ.). DOI: 10.18287/0134-2452-2015-39-4-582-591

23. Nikitin V.S., Semyonov E.I., Solostin A.V., Sharov V.G., Chayka S.V. Modeling the 'Smartlink connection' performance. *Computer Optics*. 2016. V. 40, no. 1. P. 64-72. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-6179-2016-40-1-64-72

24. Karpeev S.V., Ustinov A.V., Khonina S.N. Design and analysis of a three-wave diffraction focusing doublet. *Computer Optics*. 2016. V. 40, no. 2. P. 173-178. (In Russ.). DOI: 10.18287/2412-6179-2015-40-2-173-178

25. But V.S., Kobelev A.A., Karlin E.S., Karpeev S.V. Development and investigation of micro- and nanostructures of metamaterials to form the necessary characteristics and coefficients of piezoelectric elements. *Journal of Physics: Conference Series*. 2021. V. 1745. DOI: 10.1088/1742-6596/1745/1/012008

26. Tamir T., Zhang S. Resonant scattering by multilayered dielectric gratings. *Journal of the Optical Society of America A: Optics and Image Science, and Vision*. 1997. V. 14, Iss. 7. P. 1607-1616. DOI: 10.1364/JOSAA.14.001607

27. Wei C., Liu S., Deng D., Shen J., Shao J., Fan Z. Electric field enhancement in guided-mode resonance filters. *Optics Letters*. 2006. V. 31, Iss. 9. P. 1223-1225. DOI: 10.1364/OL.31.001223

28. Sun T., Ma J., Wang J., Jin Y., He H., Shao J., Fan Z. Electric field distribution in resonant reflection filters under normal incidence. *Journal of Optics A: Pure and Applied Optics*. 2008. V. 10, Iss. 12. DOI: 10.1088/1464-4258/10/12/125003

29. *Difraktsionnaya optika i nanofotonika / pod red. V.A. Soifera* [Diffractive optics and nanophotonics / ed. by V.A. Soifer]. Moscow: Fizmatlit Publ., 2014. 608 p.

КОМПЛЕКС ДИАГНОСТИЧЕСКИХ ПРИЗНАКОВ ИЗНОСА ЗУБЬЕВ РЕДУКТОРОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2022

А. Е. Сундуков кандидат технических наук, директор;
ООО «ПКФ «ТСК», г. Самара;
sunduckov@mail.ru

Е. В. Шахматов академик Российской академии наук, заведующий
кафедрой автоматических систем энергетических установок;
Самарский национальный исследовательский
университет имени академика С.П. Королёва;
shakhm@ssau.ru

Основным и наиболее опасным дефектом редукторов авиационных газотурбинных двигателей является износ боковых поверхностей зубьев. Дефект генерирует вибрации, приводящие к усталостным поломкам элементов конструкции двигателя. Наиболее эффективным способом неразрушающего контроля технического состояния роторных машин является вибродиагностика. Представленный в статье обзор известных диагностических признаков рассматриваемого дефекта показывает необходимость его существенного расширения. Выполненные ранее исследования позволили предложить комплекс диагностических признаков износа зубьев пары «солнечная шестерня – сателлиты» дифференциального редуктора газотурбинного двигателя. Показано, что математические модели зависимостей уровней диагностических признаков от величины износа имеют как линейный, так и степенной вид. Наиболее близки к модели развития износа диагностические признаки, описываемые степенными зависимостями. При выборе диагностических признаков для условий эксплуатации оптимальными следует признать те, что построены на параметрах текущей частоты.

Газотурбинный двигатель; дифференциальный редуктор; износ зубьев; вибродиагностика; диагностические признаки

Цитирование: Сундуков А.Е., Шахматов Е.В. Комплекс диагностических признаков износа зубьев редукторов авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 4. С. 109-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-109-117

Введение

Редукторы авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) предназначены для обеспечения оптимальных частот вращения воздушных винтов турбовинтовых двигателей и вентиляторов турбореактивных двухконтурных двигателей. Как правило, используются редукторы планетарного типа. Сложность конструкции, большие передаваемые нагрузки, широкий диапазон рабочих режимов делают их одними из самых напряжённых узлов ГТД. Обеспечение надёжной эксплуатации таких устройств требует наличия методов и средств объективной оценки их технического состояния. Общеизвестно, что наиболее эффективным методом неразрушающего контроля технического состояния роторных машин является вибродиагностика [1; 2]. Одним из наиболее распространённых дефектов редукторов ГТД является износ боковой поверхности их зубьев. Опасность такого износа заключается в генерации колебаний, вызывающих усталостные поломки элементов конструкции двигателя [3; 4]. Перечень диагностических признаков данного дефекта не так обширен. Наиболее распространённой является интенсивность n -мерного вектора от кратных зубцовых гармоник [1]. Для редукторов авиационных ГТД интенсивность гармоник часто соизмерима с вибрационным шумом, относительно высокие частоты первых зубцовых гармоник ведут к необходимости вы-

полнения измерений в диапазоне частот до 20...30 кГц. Существуют методы использования неравномерности вращения ведомого вала зубчатой передачи [5]. Для реализации метода требуется установка датчика углового положения. В работе [6] предложен диагностический признак по оценке девиации первой производной угловой скорости пересопряжения зубьев на времени одного периода роторной частоты. Авторы работы [7] предлагают оценивать изменение кинематической погрешности при использовании высокоточных датчиков углового положения ведомого и ведущего зубчатых колёс. Реализация такого подхода ограничивает область его использования на исследовательских установках. В работе [8] предложено диагностировать износ с использованием нескольких сложных признаков спектральных и статистических характеристик огибающей узкополосного процесса. Рекомендуется узкополосный процесс выбирать на резонансной частоте узла, которая должна совпадать с зубцовой гармоникой или быть кратной ей. Указанные условия часто трудновыполнимы. Метод сложен в обработке и требует использования специально созданной программы обработки и анализа.

Результаты и обсуждение

С использованием известных и вновь разработанных методов была выполнена серия работ [9 – 12], позволивших предложить комплекс диагностических признаков износа боковых поверхностей зубьев, которые представлены в табл. 1 – 4. При исследовании рассматривались четыре варианта износа:

- 1) текущий – максимальный износ зубьев центральной внутренней шестерни (максимальный износ относительно эвольвенты после последнего ремонта, номер износа 1);
- 2) текущий полный – максимальный износ зубьев центральной внутренней шестерни относительно исходной эвольвенты (номер износа 2);
- 3) текущий суммарный – сумма максимальных износов зубьев центральной внутренней шестерни и сателлитов относительно эвольвентограмм после последнего ремонта (номер износа 3);
- 4) суммарный полный – сумма максимальных износов зубьев центральной внутренней шестерни и сателлитов относительно исходных эвольвент (номер износа 4).

Анализ показывает, что при уровне значимости 0,05 и используемом объёме статистики значимыми следует считать зависимости исследуемых диагностических признаков от величины износа при коэффициенте корреляции $r \geq 0,65$. Далее везде представлены данные, удовлетворяющие этому условию. В подавляющем числе случаев анализировались процессы, полученные вибропреобразователем, установленным в вертикальном направлении (ось Y) на стыке картеров турбокомпрессора (ТК – входной вал редуктора) и редуктора, а также сигналов «штатных» тахометрических датчиков частот вращения ТК и ВЗВ (вал заднего винта – выходной вал редуктора). Режим работы двигателя максимальный.

Таблица 1. Диагностические признаки по данным автоспектра и спектра максимумов широкополосной вибрации

№ п/п	Диагностический признак	Номер износа	Уравнение аппроксимации	r
1	Интенсивность в автоспектре n -мерного вектора по 12-ти составляющим от гармоники $3f_p^*$	2	$y = 3260x - 22,64$	0,67
2	Интенсивность в спектре максимумов n -мерного вектора по 12-ти составляющим от гармоники $3f_p^*$	2	$y = 2117x - 19,28$	0,78
3	Интенсивность в спектре максимумов n -мерного вектора на режиме $0,7Ne$ от $3f_p^*$ по 12-ти составляющим	2	$y = 894,4x - 7,45$	0,80
4	Интенсивность в автоспектре n -мерного вектора на режиме $0,7Ne$ от $\sum(3f_p + 3f_p^*)$ по 12-ти составляющим	2	$y = 5377x - 41,93$	0,81
5	Интенсивность n -мерного вектора на режиме $0,7Ne$ в спектре максимумов от $\sum(3f_p + 3f_p^*)$ по 12-ти составляющим	2	$y = 2324x - 16,05$	0,75
6	Интенсивность составляющей $f_{изн}$ в автоспектре на режиме $0,85Ne$	2	$y = 660,6x - 4,45$	0,68
7	Интенсивность составляющей $f_{изн}$ в спектре максимумов на режиме $0,85Ne$	2	$y = 312,2x - 1,96$	0,71
8	Интенсивность n -мерного вектора от $f_{изн}$ в автоспектре на режиме $0,85Ne$ по 5-ти составляющим	2	$y = 565,7x - 2,85$	0,72
9	Интенсивность n -мерного вектора от $f_{изн}$ в спектре максимумов на режиме $0,85Ne$ по 5-ти составляющим	2	$y = 282,8x - 1,23$	0,78
10	Интенсивность n -мерного вектора от f_{z1} в автоспектре по трём составляющим	2	$y = 1098x - 11,1$	0,73
11	Интенсивность составляющей f_p в спектре, от спектра максимальное значение по всем регистрируемым режимам, начиная с $0,4Ne$	2	$y = 17,33x - 0,158$	0,75
12	Интенсивность в автоспектре n -мерного вектора от составляющей $16,41 f_p/3$ по 6-ти составляющим	2	$y = 1615x - 14,85$	0,83
13	Интенсивность в спектре максимумов n -мерного вектора от составляющей $16,41 f_p/3$ по 6-ти составляющим	2	$y = 642,9x - 5,04$	0,84
14	Интенсивность n -мерного вектора по пяти составляющим от гармоники $32,82 f_p/3$	3	$y = 368,3x - 3,10$	0,71
15	Интенсивность в автоспектре n -мерный вектор по 6-ти составляющим от гармоники $21,88 f_p$	2	$y = 837,3x - 7,45$	0,67
16	Интенсивность в спектре максимумов n -мерный вектор по 6-ти составляющим от гармоники $21,88 f_p$	2	$y = 368,3x - 3,10$	0,71

Здесь f_p^* – частота вращения ротора в приведённом движении; f_p – частота вращения ротора в абсолютном движении; $f_{изн}$ – частота составляющей, вызывающая усталостные поломки элементов конструкции двигателя; f_{z1} – зубцовая составляющая пары «солнечная шестерня – сателлиты»; Ne – номинальный режим работы двигателя.

Таблица 2. Диагностические признаки на основе глубины амплитудных модуляций

№ п/п	Диагностический признак	Номер износа	Уравнение аппроксимации	r
1	Глубина амплитудной модуляции на частоте 15,8 Гц в полосе $3f_p^* \pm 100$ Гц	2	$y = 2,516x + 0,065$	0,73
2	Глубина амплитудной модуляции на частоте $f_{вГ}$ в полосе $f_{z1}/6 \pm 15\%$	2	$y = 834,5x^2 + 19,60x + 0,21$	0,71
3	Глубина амплитудной модуляции на частоте $3f_{вГ}$ в полосе $f_{z1}/6 \pm 15\%$	2	$y = 1482x^2 - 32,30x + 0,25$	0,70
4	Интенсивность n -мерного вектора по 5-ти составляющим от $f_{вГ}$ в полосе $f_{z1} \pm 100$ Гц	4	$y = 816,2x - 15,76$	0,74
5	Интенсивность n -мерного вектора по 7-ми составляющим от $f_{вГ}$ в полосе $f_{z1} \pm 15\%$	1	$y = 636,2x - 1,086$	0,72
6	Интенсивность n -мерного вектора по 7-ми составляющим от $f_{вГ}$ в полосе $f_{z1} \pm 15\%$	2	$y = 1132x - 10,81$	0,69
7	Интенсивность n -мерного вектора по 7-ми составляющим от $f_{вГ}$ в полосе $f_{z1} \pm 15\%$	4	$y = 677,7x - 11,98$	0,72

Здесь АМ – амплитудная модуляция; 15,8 Гц – половинная составляющая от частоты совпадения зубьев (ЧСЗ) зубцовой составляющей; $f_{вГ}$ – винтовая гармоника.

Таблица 3. Диагностические признаки на основе параметров девиации частоты узкополосного процесса

№ п/п	Диагностический признак	Номер износа	Уравнение аппроксимации	r
1	Индекс ЧМ на частоте f_p в полосе $f_{z1} \pm 15\%$	4	$y = 2056x^2 - 78,23x + 0,966$	0,73
2	Индекс ЧМ на частоте $3f_p$ в полосе $3f_{изн} \pm 15\%$	3	$y = 2,445x + 0,067$	0,68
3	Ширина Π_1 составляющей f_{z1}	4	$y = 42139x^2 - 1614x + 28,84$	0,70
4	Разность $\Pi_2 - \Pi_1$	1	$y = 3898x^2 - 36,62x + 1,488$	0,71
5	Разность $\Pi_3 - \Pi_1$	4	$y = 21604x^2 - 826,7x + 14,36$	0,84
6	Разность $\Pi_3 - \Pi_2$	4	$y = 26748x^2 - 1034x + 14,53$	0,81
7	Дисперсия текущей частоты узкополосного процесса в полосе $f_{z1} \pm 10$ Гц	4	$y = 17117x^2 - 644,5x + 14,44$	0,77
8	Ширина Π_3 составляющей f_{z1}	1	$y = 624,2x + 5,784$	0,80
9	Ширина Π_3 составляющей f_{z1}	3	$y = 400,9x + 4,453$	0,86

Здесь Π_1 – ширина зубцовой спектральной составляющей на уровне 0,5 от максимального значения; Π_2 – ширина зубцовой спектральной составляющей на уровне $1/e$ от максимального значения; Π_3 – максимальная ширина зубцовой спектральной составляющей в её нижней части, определяемая справа и слева по точкам пересечения её огибающей с вибрационным фоном; ЧМ – частотная модуляция.

Таблица 4. Диагностические признаки на основе параметров текущей частоты процессов «штатных» тахометрических датчиков частот вращения входного и выходного валов редуктора

№ п/п	Диагностический признак	Номер износа	Уравнение аппроксимации	r
1	Дисперсия текущего значения частоты вращения вала заднего винта	1	$y = 1,048x + 0,001$	0,75
2	Дисперсия текущего значения частоты вращения вала заднего винта	2	$y = 1,599x - 0,011$	0,73
3	Дисперсия текущего значения частоты вращения вала заднего винта	3	$y = 0,601x + 0,001$	0,71
4	Дисперсия от производной текущего значения частоты вращения ВЗВ	1	$y = 1031x + 0,063$	0,78
5	Экссесс плотности распределения текущего значения частоты вращения ВЗВ	1	$y = 47,24x + 2,664$	0,88
6	Экссесс плотности распределения текущего значения частоты вращения ВЗВ	3	$y = 21,86x + 2,795$	0,65
7	Разница дисперсий текущих частот вращения ВЗВ и ТК	2	$y = 1,596x - 0,012$	0,73

Диагностические признаки на основе интенсивностей вибрации (табл. 1):

- все полученные диагностические признаки имеют линейную зависимость от величины износа;
- за исключением одного случая, 15 диагностических признаков имеют значимые величины коэффициента корреляции для износа 2 и один для износа 3;
- как правило, диагностические признаки, полученные с использованием спектра максимумов, имеют более высокий коэффициент корреляции по сравнению с обычным автоспектром;
- коэффициенты корреляции для интенсивности отдельных гармоник обычно ниже, чем для интенсивности n -мерных векторов.

Диагностические признаки на основе параметров амплитудных модуляций (табл. 2):

- из семи диагностических признаков два описываются квадратичными зависимостями от величины износа, остальные линейными;
- наибольшие значения коэффициента корреляции выявлены: 1 – для износа 1; 4 – для износа 2; 2 – для износа 4;
- в качестве модулирующих составляющих выступают: гармоника 0,5 от ЧСЗ, первая и третья винтовые гармоники;
- из семи диагностических признаков в качестве модулируемой составляющей в четырёх случаях выступает зубцовая гармоника, в остальных случаях – её субгармоники.

Диагностические признаки на основе параметров девиации частоты узкополосного процесса (табл. 3):

- из девяти диагностических признаков три описываются линейными зависимостями, остальные квадратичными;
- из девяти диагностических признаков два определяются параметрами частотной модуляции (ЧМ), где в качестве модулирующей составляющей выступает первая и третья роторные гармоники, в одном случае модулированной является зубцовая гармоника, в другом – $3 f_{\text{изн}}$, шесть – ширина зубцовой спектральной составляющей на разных уровнях относительно максимального значения и их комбинации, один – дисперсия девиации частоты зубцовой гармоники;

– наибольшие значения коэффициента корреляции выявлены: 1 – для износа 1, 2 – для износа 3 и 4 – для износа 4.

Диагностические признаки на основе сигналов «штатных» тахометрических датчиков частот вращения входного и выходного валов редуктора (табл. 4):

– все семь диагностических признаков описываются линейными зависимостями;
– дисперсия девиации частоты выходного вала редуктора имеет значимые коэффициенты корреляции для первых трёх видов износа (износы 1, 2, 3), дисперсия от производной процесса – 1, эксцесс плотности распределения текущей частоты (износ 1 и 3), разница дисперсий девиации частот вращения входного и выходного валов редуктора – износ 2.

Таким образом, из 39 диагностических признаков 21 имеют максимальный коэффициент корреляции для износа 2.

Полученные результаты исследований износа зубьев редукторов авиационных газотурбинных двигателей дают основание сделать ряд утверждений:

– диагностические признаки на базе интенсивностей вибрации наиболее чувствительны к износу зубьев солнечной шестерни относительно исходной эвольвентограммы, как и большая половина представленных диагностических признаков, полученных на базе параметров амплитудных модуляций;

– больше половины диагностических признаков, построенных на параметрах девиации частоты зубцовой гармоника, наиболее чувствительны к сумме наибольших износов солнечной шестерни и сателлитов относительно их исходных эвольвентограмм;

– диагностические признаки, полученные по девиации частоты сигналов «штатных» тахометрических датчиков частот вращения входного и выходного валов редуктора, практически в равной степени чувствительны к первым трём видам износа.

Следует отметить, что без учёта области приработки характер изменения износа с наработкой имеет две зоны [13]: зона 1-я – практически линейного роста величины износа и 2-я – экспоненциального. Эффективные диагностические признаки должны иметь близкую математическую модель. Тогда предпочтение следует отдать диагностическим признакам, имеющим квадратичную зависимость от величины износа. Обычно при разработке методик диагностики дефектов ГТД набор экспериментального материала производится в условиях испытательного стенда завода-изготовителя. Перестановка двигателя со стенда на объект приводит к росту интенсивностей вибрационных составляющих [14]. В этом случае для исключения необходимости оценки коэффициентов пересчёта интенсивности соответствующих диагностических признаков целесообразно использовать признаки, построенные на характеристиках частоты (табл. 3, 4).

Заключение

Выполненные исследования позволили предложить комплекс диагностических признаков на базе анализа интенсивностей вибрации, параметров амплитудной и частотной модуляций, характеристик текущего значения частоты, выявленные, в том числе, по сигналам «штатных» тахометрических датчиков частот вращения входного и выходного валов редуктора. Наиболее информативными являются диагностические признаки, математическая модель которых описывается степенными зависимостями. При оценке технического состояния редуктора в условиях эксплуатации на объекте целесообразно использовать диагностические признаки, построенные на параметрах текущего значения частоты.

Работа выполнена в соответствии с планом реализации Программы развития Самарского университета на 2021-2030 годы в рамках программы «Приоритет-2030» при поддержке Правительства Самарской области.

Библиографический список

1. Неразрушающий контроль. Справочник в 7 т. Т. 7, кн. 2. Вибродиагностика / под ред. В.В. Клюева. М.: Машиностроение, 2005. 828 с.
2. Skeinik R., Petersen D. Automated fault detection via selective frequency band alarming in PC-based predictive maintenance systems. CSI, Knaxville, TN 37923, USA.
3. Курушин М.И., Балякин В.Б., Курушин А.М. Экспериментальные исследования причин возбуждения колебаний элементов турбовинтового двигателя с дифференциальным редуктором // Известия Самарского научного центра РАН. 2014. Т. 16, № 4. С. 132-136.
4. Авраменко А.А., Крючков А.Н., Плотников С.М., Сундуков Е.В., Сундуков А.Е. Совершенствование методов вибродиагностики износа зубьев шестерён дифференциального редуктора турбовинтового двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технология и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 16-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-16-26
5. Андриенко Л.А., Вязников В.А. Диагностика изнашивания червячных передач // Сб. тезисов докладов Международной научно-технической конференции «Актуальные задачи машиноведения, деталей машин и триботехники» (27-28 апреля 2010 г., Санкт-Петербург). СПб: Балтийский государственный технический университет, 2010. С. 228-231.
6. Журавлев В.Н., Папченков А.Б., Единович А.В., Корнейчук А.В. Виброкинематометрия зубчатых передач // Вестник НТУ «ХПИ». Серия: Проблемы механического привода. 2015. № 35 (1144). С. 56-60.
7. Антипенко Г.Л., Судакова В.А., Шамбалова М.В. Выбор кинематической погрешности в качестве диагностического параметра для оценки состояния зубчатых передач в эксплуатации // Вестник Белорусско-Российского университета. 2017. № 2 (55). С. 16-24. DOI: 10.53078/20778481_2017_2_16
8. Жулай В.А. Виброакустические методы прогнозирования работоспособности механических передач строительных и дорожных машин. Дис. ... д-ра. техн. наук. Воронеж, 2005. 406 с.
9. Крючков А.Н., Плотников С.М., Сундуков Е.В., Сундуков А.Е. Имитационная модель колебаний пары «солнечная шестерня – сателлиты» планетарного редуктора турбовинтового двигателя при наличии дефектов боковых поверхностей зубьев // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 4. С. 87-95. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-87-95
10. 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, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 16-26. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-16-26
11. Авраменко А.А., Крючков А.Н., Плотников С.М., Сундуков А.Е., Сундуков Е.В. Использование сигналов с датчиков частоты вращения валов газотурбинного двигателя в диагностике технического состояния его редуктора // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-7-17

12. Сундуков А.Е. Исследование характеристик составляющей вибрации редуктора газотурбинного двигателя, вызывающей усталостные поломки элементов его конструкции при износе боковых поверхностей зубьев // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 4. С. 70-79. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-70-79

13. ГОСТ 30479-97. Обеспечение износостойкости изделий. Методы установления предельного износа, обеспечивающего требуемый уровень безопасности. Общие требования. М.: ИПК Издательство стандартов, 1998. 12 с.

14. 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.

SERIES OF DIAGNOSTIC INDICATORS OF GEARBOX TEETH WEAR IN AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES

© 2022

A. Ye. Sundukov Candidate of Science (Engineering), Director;
PKF TSK, LLC, Samara, Russian Federation;
sundukov@mail.ru

Ye. 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

Aircraft gas turbine engine gearboxes are intended for providing optimum rotational speeds for propellers and fans. Wear of the tooth flanks is their key and most dangerous defect. The defect generates vibrations leading to fatigue failure of engine components. Vibration-based diagnostics is the most effective tool of non-destructive testing of the technical condition of rotating machines. This review of the known diagnostic indicators of the defect in question shows the need for its significant expansion. Previously performed researches made it possible to suggest a series of diagnostic indicators of tooth wear for the “sun gear – satellites” couple in the differential reducer of a gas turbine engine. It is shown that the mathematical models of the dependence of the levels of diagnostic indicators on the wear value have both linear and power form. It was found that diagnostic indicators described by power dependences are the closest ones to the model of wear development. It is noted that when selecting diagnostic indicators for operating conditions, the optimal ones should be recognized as those based on the parameters of the current frequency.

Gas turbine engine; differential gearbox; tooth wear; vibration-based diagnostics; diagnostic indicators

Citation: Sundukov A.Ye., Shakhmatov Ye.V. Series of diagnostic indicators of gearbox teeth wear in aircraft gas turbine engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 4. P. 109-117. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-109-117

References

1. *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.
2. Skeinik R., Petersen D. Automated fault detection via selective frequency band alarming in PC-based predictive maintenance systems. CSI, Knoxville, TN 37923, USA.

3. Kurushin M.I., Balyakin V.B., Kurushin A.M. Experimental investigation of the courses of vibration excitation of elements of gas turbine engines with a differential reduction gearbox. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2014. V. 16, no. 4. P. 132-136. (In Russ.)
4. Avramenko A.A., Kryuchkov A.N., Plotnikov S.M., Sundukov E.V., Sundukov A.E. Refining methods of vibration diagnostics of wear of turbo-prop engine differential speed reduction unit gear teeth. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 16-26. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-16-26
5. Andrienko L.A., Vyaznikov V.A. Diagnostika iznashivaniya chervyachnykh peredach. *Sb. tezisov dokladov Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Aktual'nye Zadachi Mashinovedeniya, Detaley Mashin i Tribotekhniki» (April, 27-28. 2010, Saint Petersburg)*. SPb: Baltic State Technical University Publ., 2010. P. 228-231. (In Russ.)
6. Zhuravlev V.N., Papchenkov A.B., Edinovich A.V., Korneichuk A.V. Vibration motion measurement of gears. *Bulletin of the National Technical University «KhPI». Series of Mechanical Drive Problems*. 2015. No. 35 (1144). P. 56-60. (In Russ.)
7. Antipenko G.L., Sudakova V.A., Shambalova M.V. Kinematic error as a diagnostic parameter for assessing gearing condition in use. *The Belarusian-Russian University Herald*. 2017. No. 2 (55). P. 16-24. (In Russ.). DOI: 10.53078/20778481_2017_2_16
8. Zhulay V.A. *Vibroakusticheskie metody prognozirovaniya rabotosposobnosti mekhanicheskikh peredach stroitel'nykh i dorozhnykh mashin. Diss. ... dokt. tekhn. nauk* [Vibroacoustic methods of predicting serviceability of mechanical gearboxes in construction and road machines. Thesis for a Doctor's degree in Engineering]. Voronezh, 2005. 406 p.
9. Kryuchkov A.N., Plotnikov S.M., Sundukov E.V., Sundukov A.E. Simulation model of oscillations of the «sun gear – satellites» pair of turboprop engine planetary reduction gearbox in the presence of defects of tooth flanks. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 4. P. 87-95. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-87-95
10. 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
11. Avramenko A.A., Kryuchkov A.N., Plotnikov S.M., Sundukov E.V., Sundukov A.E. Using signals from the gas-turbine engine shaft speed sensor in the diagnosis of the technical condition of its reduction gearbox. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 7-17. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-7-17
12. Sundukov A.E. Investigation of the characteristics of the component of vibration of gas turbine engine gearbox that causes fatigue failures of its structural elements in case of tooth flank wear. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 4. P. 70-79. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-70-79
13. GOST 30479-97 Products wear resistance assurance. Methods of assessment of limiting wear. Principles of provision. General requirements. Moscow: IPK Izdatel'stvo Standartov Publ., 1998. 12 p. (In Russ.)
14. 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.)

ПРИБЛИЖЁННЫЕ МОДЕЛИ АВИАТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ МАССОВОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ С ЧАСТИЧНОЙ ВЗАИМОПОМОЩЬЮ МЕЖДУ ОБСЛУЖИВАЮЩИМИ КАНАЛАМИ

© 2022

В. А. Романенко кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры организации и управления перевозками на транспорте; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; vla_rom@mail.ru

Предложены приближённые аналитические модели двух типов многоканальных систем массового обслуживания с частичной взаимопомощью между обслуживающими каналами и ожиданием в очереди ограниченной и неограниченной длины. Входящий поток заявок представляет собой суперпозицию нескольких простейших потоков. Предполагается, что установлены нормативные численности каналов для обслуживания заявки, различающиеся в зависимости от потока поступления заявки. В системах первого типа выделение нормативного числа каналов не является обязательным: заявка принимается на обслуживание при наличии в системе свободных каналов и меньшей, чем нормативная, численности. Время обслуживания распределено показательно со средним, обратно пропорциональным числу выделенных каналов. В системах второго типа обслуживание заявки всегда выполняется каналами нормативной численности. Время обслуживания может быть распределено произвольно (не только показательно), со средним, не зависящим от числа выделенных каналов. Представлены итоги сравнительного анализа результатов решения ряда задач проектирования обслуживающих систем в широком диапазоне исходных данных с использованием имитационного моделирования и расчётов на базе приближённых аналитических моделей, позволившие оценить область применимости последних и сделать вывод об их удовлетворительной точности. Приведены примеры использования моделей технологических процессов аэропортового наземного обслуживания как систем массового обслуживания рассмотренных типов.

Система массового обслуживания; частичная взаимопомощь между обслуживающими каналами; простейший поток заявок; суперпозиция потоков; приближённая модель системы; аэропорт; наземное обслуживание

Цитирование: Романенко В.А. Приближённые модели авиатранспортных систем массового обслуживания с частичной взаимопомощью между обслуживающими каналами // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 4. С. 118-130. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-118-130

Введение

Объектами исследования являются производственные процессы и системы воздушного транспорта, в первую очередь аэропортовые процессы и системы, которые могут рассматриваться как системы массового обслуживания (СМО) с частичной взаимопомощью между каналами. В таких СМО заявка может обслуживаться одновременно несколькими каналами. При описании СМО используется символика Д. Кендалла [1], включающая четыре позиции. Первая позиция служит для обозначения потока заявок. Например, буква M здесь означает, что входящий поток пуассоновский. Вторая позиция содержит характеристику распределения времени обслуживания заявки. Здесь буква M означает показательное, а буква G – произвольное (не обязательно показательное) распределение времени обслуживания. В третьей и четвёртой позициях указываются, соответственно, число обслуживающих каналов СМО и максимальное число мест в очереди.

Обзор итогов раннего этапа (50-е – 70-е годы XX столетия) развития, основанного на применении моделей СМО методологии решения задач анализа и оптимизации авиатранспортных процессов и систем приводится в работе [2]. В качестве СМО рассматриваются аэровокзальные процессы регистрации и досмотра пассажиров ($M/G/n/m$, $M/M/\infty$, $M/M/1$ и $M/G/1$), производственные комплексы аэропортов ($M/M/n/\infty$), процессы управления воздушным движением в районе аэродрома и комплектования авиагрузов по рейсам ($M/M/n/\infty$ и $M/M/1/\infty$ с приоритетами), процессы оперативного и периодического обслуживания и ремонта авиационной и аэродромной наземной техники ($M/M/n/\infty$, $M/G/n/\infty$). Более поздние этапы характеризуются разнообразием исследуемых авиатранспортных процессов и систем и комбинированием элементарной и общей ТМО [3] с современными методами математического программирования и теории случайных процессов. Например, задача проектирования системы предполётного досмотра в аэропорту как СМО $M/M/n$ решена с помощью метода роя частиц [4] и с использованием теории цепей Маркова [5]. В работах [6; 7] на базе методов приближённого динамического программирования получены алгоритмы управления распределением между прилетающими и вылетающими воздушными судами (ВС) ресурсов перегруженного аэропорта, который рассматривается как СМО $M(t)/G(t)/1$ с ожиданием, приоритетами и нестационарными потоками заявок и обслуживания. Целью ставится минимизация величины, связанной с ожиданием ВС взлёта и посадки. Сложные нестационарные модели СМО ($M(t)/M/n(t)$, $M(t)/G/n(t)$) использованы для анализа очередей в процессе регистрации пассажиров [8]. Работы [9, 10] посвящены оптимизации процесса аэропортового обслуживания пассажиров как многофазовой СМО либо сети массового обслуживания, в которых каждая фаза или узел – СМО $M/M/n$. В роли показателя качества обслуживания в соответствии с требованиями ИАТА [11] выступает время ожидания пассажира в очередях на различных этапах обслуживания. Несмотря на очевидное соответствие расчётной схемы СМО с частичной взаимопомощью каналов целому ряду названных выше технологических процессов, ни в одной из известных работ разработке моделей СМО указанного класса не уделяется внимания. Некоторое исключение составляет работа [12], рассматривающая производственные процессы узлового аэропорта как СМО с нестационарными потоками и частичной взаимопомощью каналов. Однако исследуется лишь частный случай: допускается взаимопомощь между не более чем двумя каналами, а решение не доводится до относительно простых аналитических зависимостей. В настоящей работе предлагается незначительная модификация известных аналитических моделей ТМО, дающая возможность использования их для решения задач анализа и синтеза авиатранспортных систем как СМО с частичной взаимопомощью между каналами.

Постановка задачи

Рассматриваются два типа n -канальных полноступных СМО с ожиданием, в которые поступают несколько (Q) независимых простейших потоков заявок, имеющих заданные интенсивности λ_q ($q = 1, 2, \dots, Q$). Если в момент поступления заявки все каналы заняты, то заявка вынуждена ожидать в очереди с дисциплиной «первым пришёл – первым обслужился». Максимальное число мест ожидания может быть как неограниченным, так и ограниченным величиной m . Время ожидания не ограничено. Обслуживание заявки может выполняться одновременно несколькими каналами. Установлено нормативное число $l_q \geq 1$ каналов для обслуживания заявки из потока q ($q = 1, 2, \dots, Q$).

Особенность СМО первого типа заключается в том, что выделение всех l_q каналов для обслуживания заявки из q -го потока не является обязательным. Заявка прини-

мается на обслуживание при наличии в СМО любого числа L' свободных от обслуживания каналов. Если нормативное число l_q каналов превышает число L' каналов, являющихся свободными в момент принятия на обслуживание заявки из q -го потока, то для обслуживания этой заявки выделяются все свободные каналы. Таким образом, в СМО рассматриваемого типа фактически выделенное для обслуживания заявки число каналов L зависит от загрузки СМО и принимает значения:

$$L = \begin{cases} l_q, & \text{если } l_q \leq L', \\ L', & \text{если } 1 \leq L' \leq l_q. \end{cases}$$

Интенсивность обслуживания заявки одним каналом μ не зависит от того, из какого потока поступает заявка. Время обслуживания заявки из любого потока одним каналом – показательно распределённая случайная величина со средним $\bar{t}_{00}^{(1)} = \mu^{-1}$. Интенсивность обслуживания заявки всеми выделенными каналами составляет $L\mu$.

В СМО второго типа нормативное число l_q каналов для обслуживания заявки из потока q ($q = 1, 2, \dots, Q$) фиксировано. Обслуживание ожидающей в очереди заявки из потока q не начинается, пока не освободится не менее l_q каналов. Распределение времени обслуживания заявки t_{00} одинаково для всех потоков и не обязательно подчинено показательному закону. Заданы среднее значение $\bar{t}_{00} = \bar{t}_{00}^{(1)} = M[t_{00}]$ и среднее квадратическое отклонение $\sigma = \sqrt{D[t_{00}]}$ времени обслуживания. Интенсивность обслуживания заявки всеми l_q каналами составляет $\mu = \bar{t}_{00}^{-1}$.

Следуя символике системы Д. Кендалла, обозначим через \bar{M}_Q простейший входящий поток заявок, образованный суперпозицией Q простейших потоков. Показательное распределение времени обслуживания с параметром, зависящим от числа каналов, одновременно участвующих в обслуживании заявки, обозначим $M(L)$. В отличие от «классической» системы Д. Кендалла, предполагающей помещение на третью позицию только общего числа обслуживающих каналов в СМО, будем приводить здесь также обозначения нормативного и фактически выделяемого для обслуживания заявки числа каналов. Ограничим круг исследуемых СМО системами из следующего списка:

1) с различающимися нормативной и фактической численностями выделяемых для обслуживания заявки каналов:

а) с ограничением на длину очереди – $\bar{M}_Q/M(L)/n, \bar{l}_Q, L/m$;

б) с неограниченным ожиданием – $\bar{M}_Q/M(L)/n, \bar{l}_Q, L/\infty$;

2) с нормативной численностью выделяемых для обслуживания заявки каналов:

а) с ограничением на длину очереди – $\bar{M}_Q/M/n, \bar{l}_Q, \bar{l}_Q/m$;

б) с неограниченным ожиданием:

– с показательно распределённым t_{00} – $\bar{M}_Q/M/n, \bar{l}_Q, \bar{l}_Q/\infty$;

– с произвольно распределённым t_{00} – $\bar{M}_Q/G/n, \bar{l}_Q, \bar{l}_Q/\infty$.

Выбор перечисленных СМО объясняется как их значимостью в качестве расчётных схем при решении задач анализа и оптимизации авиатранспортных процессов и систем, так и наличием готовых простых моделей массового обслуживания, которые могут быть легко адаптированы для описания этих СМО.

Для решения значительной части задач исследования и оптимизации рассматриваемых систем необходимо располагать расчётными выражениями для основных характеристик установившегося режима СМО, объединённых в вектор:

$$\vec{x} = (\bar{k}, \bar{r}, \bar{z}_{об}, \bar{z}, \bar{\tau}, \bar{t}, p_{отк}),$$

где \bar{k} – среднее число занятых обслуживанием каналов; \bar{r} – среднее число заявок, ожидающих обслуживания в очереди; $\bar{z}_{об}$ – среднее число заявок, находящихся на обслуживании; $\bar{z} = \bar{r} + z_{об}$ – среднее число заявок в СМО; $\bar{\tau}$ – среднее время нахождения заявки в очереди; \bar{t} – среднее время нахождения заявки в СМО; $p_{отк}$ – вероятность отказа в принятии заявки в СМО.

Поставим целью получение приближённых аналитических моделей, позволяющих решать задачи формирования оптимальных по заданному критерию СМО перечисленных выше типов с учётом ограничений на значения их основных характеристик.

Приближённые модели СМО

Воспользуемся двумя имеющимися моделями, первая из которых [13] представляет собой модель n -канальной СМО с частичной взаимопомощью между каналами и простейшим входящим потоком заявок интенсивностью λ . Нормативное число каналов для обслуживания заявки составляет l . Вновь поступившая заявка, заставшая в СМО i заявок ($i = 0, 1, 2, \dots$), принимается к обслуживанию и обслуживается одновременно l каналами с общей производительностью $l\mu$, если выполняется условие $(i+1)l \leq n$. Если вновь поступившая заявка застаёт в СМО j заявок и при этом $(j+1)l > n$ и $j < n$, то заявка принимается к обслуживанию, но фактически она может обслуживаться не l , а меньшим числом каналов. При этом считается, что в обслуживании участвуют все n каналов, относительно равномерно распределившись между всеми поступившими заявками. Если в момент поступления заявки все каналы заняты, а длина очереди r меньше m , то заявка присоединяется к очереди. Если же в момент попытки входа заявки длина очереди максимальна ($r = m$), то заявка получает отказ в обслуживании и теряется. В принятой системе обозначений СМО может быть условно обозначена как $M/M(L)/n, l, L/m$.

Для упрощения записи введём обозначения:

$$\alpha = \frac{\lambda}{\mu}, \quad \alpha_l = \frac{\alpha}{l}, \quad \alpha_n = \frac{\alpha}{n}, \quad h = \left[\frac{n}{l} \right], \quad (1)$$

где $\left[\frac{n}{l} \right]$ – целая часть числа.

Искомые показатели СМО, находящейся в установившемся режиме, определяются по следующим формулам:

$$\begin{aligned} \bar{k} &= \sum_{i=0}^h i l p_i + n \sum_{j=h+1}^n p_j + n \sum_{r=1}^m p_{n+r}, & \bar{r} &= \sum_{r=1}^m r p_{n+r}, \\ \bar{z}_{об} &= \sum_{i=0}^h i p_i + \sum_{j=h+1}^n j p_j + n \sum_{r=1}^m p_{n+r}, \end{aligned} \quad (2)$$

$$\bar{\tau} = \frac{\bar{r}}{\lambda(1-p_{\text{отк}})}, \quad \bar{t} = \frac{\bar{z}}{\lambda(1-p_{\text{отк}})},$$

где p_i – вероятность состояния СМО, при котором в ней находятся i заявок ($i = 0, 1, 2, \dots, h$), каждая из которых одновременно обслуживается l каналами; p_j – вероятность состояния СМО, при котором в ней находятся j заявок ($j = h+1, h+2, \dots, n$), в обслуживании которых участвуют все n каналов; p_{n+r} – вероятность состояния, когда в ней находятся $n+r$ заявок, из которых n обслуживаются, а r ожидают в очереди ($r = 0, 1, 2, \dots, m$). Временные характеристики $\bar{\tau}$ и \bar{t} имеют отношение только к обслуженным заявкам. Вероятности состояний и отказа определяются как:

$$\begin{aligned} p_i &= p_0 \frac{\alpha_l^i}{i!}, & i &= 1, 2, \dots, h; \\ p_j &= p_0 \frac{\alpha_l^j}{h!} h^{h-j}, & j &= h+1, h+2, \dots, n; \\ p_{n+r} &= p_0 \frac{\alpha_l^n}{h!} \alpha_n^r h^{h-n}, & r &= 0, 1, 2, \dots, m; \end{aligned} \quad (3)$$

$$p_0 = \left(\sum_{i=0}^h \frac{\alpha_l^i}{i!} + \frac{1}{h!} \sum_{j=h+1}^n \alpha_l^j h^{h-j} + \frac{\alpha_l^n h^{h-n}}{h!} \sum_{r=1}^m \alpha_n^r \right)^{-1},$$

$$p_{\text{отк}} = p_{n+m}.$$

В случае СМО с неограниченной длиной очереди ($m = \infty, p_{\text{отк}} = 0$) $M/M(L)/n, l, L/\infty$ формулы для $\bar{k}, \bar{r}, \bar{z}_{\text{об}}, \bar{\tau}, \bar{t}, p_0$ преобразуются к виду:

$$\begin{aligned} \bar{k} &= \sum_{i=0}^h i p_i + n \sum_{j=h+1}^n p_j + n p_0 \frac{\alpha_l^n h^{h-n}}{h!} \frac{\alpha_n}{1-\alpha_n}, \\ \bar{r} &= p_0 \frac{\alpha_l^n h^{h-n}}{h!} \frac{\alpha_n}{(1-\alpha_n)^2}, \\ \bar{z}_{\text{об}} &= \sum_{i=0}^h i p_i + \sum_{j=h+1}^n j p_j + n p_0 \frac{\alpha_l^n h^{h-n}}{h!} \frac{\alpha_n}{1-\alpha_n}, \\ \bar{\tau} &= \bar{r}/\lambda, \quad \bar{t} = \bar{z}/\lambda, \end{aligned} \quad (4)$$

$$p_0 = \left(\sum_{i=0}^h \frac{\alpha_l^i}{i!} + \frac{1}{h!} \sum_{j=h+1}^n \alpha_l^j h^{h-j} + \frac{\alpha_l^n h^{h-n}}{h!} \frac{\alpha_n}{1-\alpha_n} \right)^{-1}.$$

Искомую характеристику $x \in \bar{x}$ более сложной СМО $\bar{M}_Q/M(L)/n, \bar{l}_Q, L/m$ определим, воспользовавшись следующим приближённым подходом. Используя формулы (1) – (3), предварительно Q раз произведём подсчёты аналогичной характеристики СМО $M/M(L)/n, l, L/m$ для каждого значения l_q ($q = 1, 2, \dots, Q$). Полученную в результате q -го подсчёта величину обозначим x_q . Искомое значение $x \in \bar{x}$ приближённо определим как средневзвешенное значений $x_1, x_2, \dots, x_q, \dots, x_Q$ по формуле

$$x = \frac{1}{\lambda} \sum_{q=1}^Q \lambda_q x_q. \quad (5)$$

Аналогично поступим в отношении СМО $\vec{M}_Q/M(L)/n, \vec{l}_Q, L/\infty$. В этом случае значения x_q ($q = 1, 2, \dots, Q$) определим по формулам (1), (3), (4) модели СМО $M/M(L)/n, l, L/\infty$.

Вторая широко известная модель описывает «стандартную» n -канальную СМО без взаимопомощи между каналами с ожиданием в очереди неограниченной или ограниченной величиной m длины [3]. Используем для этих СМО стандартные обозначения – $M/M/n/\infty$ и $M/M/n/m$ соответственно. Расчётные формулы для характеристик \bar{k} , \bar{r} , $\bar{z}_{ог}$, p_0 в случае $\alpha_n < 1$ приводятся ниже:

$$\begin{aligned} \bar{k} = \bar{z}_{ог} &= \alpha \left(1 - p_0 \frac{\alpha^{n+m}}{n! n^m} \right), \\ \bar{r} &= p_0 \frac{\alpha^n}{n!} \alpha_n \frac{1 - \alpha_n^m (m(1 - \alpha_n) + 1)}{(1 - \alpha_n)^2}, \\ p_0 &= \left(\sum_{k=0}^{n-1} \frac{\alpha^k}{k!} + \frac{\alpha^n}{n!} \sum_{k=n}^{n+m} \alpha_n^{k-n} \right)^{-1}, \\ p_{отк} = p_{n+m} &= \frac{\alpha^{n+m}}{n! n^m} p_0. \end{aligned} \quad (6)$$

Для системы $M/M/n, 1, 1/\infty$ с неограниченной очередью ($m = \infty$, $p_{отк} = 0$, $\alpha_n < 1$) формулы приводятся к более компактному виду:

$$\bar{k} = \bar{z}_{ог} = \alpha, \quad \bar{r} = p_0 \frac{\alpha^{n+1}}{n! n (1 - \alpha_n)^2}, \quad p_0 = \left(\sum_{k=0}^{n-1} \frac{\alpha^k}{k!} + \frac{\alpha^n}{n!} \frac{n}{n - \alpha} \right)^{-1}. \quad (7)$$

Временные характеристики \bar{r} , \bar{t} определяются по соответствующим формулам из наборов (2) или (4). При найденном \bar{r} величина \bar{t} может быть также определена как

$$\bar{t} = \bar{t}_{ог} + \bar{r}. \quad (8)$$

Для СМО $M/G/n/\infty$ с неограниченной очередью в случае не экспоненциального распределения времени обслуживания с параметрами $\bar{t}_{ог}$ и σ в работе [1] предложена следующая приближённая формула определения среднего времени ожидания:

$$\bar{r} \approx \frac{\bar{r}'}{2} \left(1 + (\bar{t}_{ог}/\sigma)^2 \right), \quad (9)$$

где \bar{r}' – среднее время ожидания для случая экспоненциально распределённого времени обслуживания со средним $\bar{t}_{ог}$.

Для перехода от моделей «стандартных» СМО без взаимопомощи к приближённым моделям СМО с взаимопомощью каналов нормативной численности будем в порядке упрощения рассматривать как единый канал группу каналов нормативной чис-

ленностью l_q . Учитывая различия в численности l_q для заявок из разных потоков, определим среднее число каналов в составе группы как

$$\bar{l} = \frac{1}{\lambda} \sum_{q=1}^Q \lambda_q l_q. \quad (10)$$

В этом случае исходная n -канальная СМО с взаимопомощью каналов может быть заменена эквивалентной «стандартной» СМО без взаимопомощи с меньшим числом каналов, равным:

$$n^{\text{э}} = \frac{n}{\bar{l}}. \quad (11)$$

Характеристики исходной n -канальной СМО с взаимопомощью будем приближённо определять через характеристики (обозначены индексом «э») эквивалентной $n^{\text{э}}$ -канальной СМО следующим образом:

$$\bar{k} \approx \bar{l} \bar{k}^{\text{э}}, \quad \bar{z}_{\text{об}} = \bar{z}_{\text{об}}^{\text{э}}, \quad \bar{r} \approx \bar{r}^{\text{э}}, \quad p_{\text{отк}} \approx p_{\text{отк}}^{\text{э}}, \quad \bar{\tau} \approx \bar{\tau}^{\text{э}}, \quad \bar{t} \approx \bar{t}^{\text{э}}. \quad (12)$$

В случае, если число $n^{\text{э}}$ не является целым, применяется приближённый прием, состоящий в определении искомых характеристик эквивалентной СМО для величин $[n^{\text{э}}]$ и $[n^{\text{э}}]+1$ и последующей линейной интерполяции.

Выражения (1)–(5) могут быть использованы для приближённого определения характеристик СМО с различающимися нормативной и фактической численностями выделяемых для обслуживания заявки каналов, выражения (1), (6)–(12) – для определения характеристик СМО с выделяемыми каналами нормативной численности.

Оценка точности приближённых моделей систем массового обслуживания

Для оценки точности предложенных моделей проведем сравнительный анализ результатов решения задач формирования оптимальных СМО, полученных на основе двух наборов моделей – приближённых аналитических и имитационных. Определимся с постановками тестовых задач, которые должны учитывать специфику СМО рассматриваемых типов, быть близкими к постановкам «реальных» задач оптимизации авиатранспортных систем, но не излишне сложными. Одной из самых практически важных задач проектирования систем с неограниченной очередью является определение минимального числа n_{min} обслуживающих каналов, достаточного для выполнения заданных ограничений на показатели качества обслуживания заявок, из которых наиболее значимыми для авиатранспортной отрасли следует считать среднее время ожидания обслуживания и среднее время пребывания заявки в СМО.

В тех СМО с неограниченной очередью, в которых число выделяемых для обслуживания заявки каналов фиксировано, а среднее время обслуживания не зависит от числа выделенных каналов, в роли показателя качества обслуживания целесообразно принять среднее время ожидания.

В СМО с неограниченной очередью, где время обслуживания заявки зависит от числа фактически выделяемых каналов, а это число – от загрузки системы, представляется целесообразным ограничить среднее время \bar{t} пребывания заявки в СМО, поскольку недостаточная общая численность каналов n может стать причиной неприемлемого параллельного роста как времени ожидания, так и времени обслуживания. При этом

следует учитывать, что \bar{t} имеет естественное ограничение снизу, оно не может принять значение меньше некоторой величины \bar{t}_{\min} , соответствующей состоянию малой загрузки СМО, при котором очередь отсутствует, а число участвующих в обслуживании каждой заявки каналов равно нормативному.

Для СМО с ограниченной длиной очереди поставим задачу определения минимального числа мест в очереди m_{\min} , достаточного для обеспечения заданной вероятности $1 - p'_{\text{отк}}$ приёма заявки в СМО при заданном числе каналов n .

Примем заданными вектор $\vec{l}_Q = (l_q, q = 1, 2, \dots, Q)$ нормативной численности обслуживающих каналов, интенсивность λ суперпозиции входящих в СМО потоков заявок и вектор $\vec{\delta}_Q = (\delta_q, q = 1, 2, \dots, Q)$ долей потоков в интенсивности их суперпозиции. Будем определять интенсивности λ_q ($q = 1, 2, \dots, Q$) потоков с использованием λ и $\vec{\delta}_Q$ в виде:

$$\lambda_q = \delta_q \lambda, \quad q = 1, 2, \dots, Q.$$

Перечислим конкретные формулировки оптимизационных задач для рассмотренных СМО и результаты их решения с помощью упрощённых аналитических моделей теории массового обслуживания и стохастических дискретно-событийных моделей, реализованных в системе имитационного моделирования AnyLogic.

1. СМО $\vec{M}_Q/M(L)/n, \vec{l}_Q, L/\infty$: найти n_{\min} при заданных $\vec{l}_Q, \lambda, \vec{\delta}_Q, \mu$ и ограничении

$$\bar{t} \leq \delta \cdot \bar{t}_{\min},$$

где δ – коэффициент, задающий допустимое превышение \bar{t} над \bar{t}_{\min} . Некоторые результаты решения этой задачи для ряда значений λ и μ представлены в табл. 1. Если значения n_{\min} , полученные с использованием аналитической и имитационной моделей, различаются, то результат записывается в виде двух чисел, разделённых знаком «/», где первое число представляет собой результат имитационного моделирования, а второе – разность между результатами аналитических расчётов и имитационного моделирования. При заданных исходных данных ($Q = 3, \delta_1 = \delta_2 = \delta_3 = 1/3, \delta = 1,5$) различия между двумя моделями не превышают одной единицы, причём в большинстве случаев результаты обеих моделей совпадают.

2. СМО $\vec{M}_Q/M(L)/n, \vec{l}_Q, L/m$: определить m_{\min} при заданных $\vec{l}_Q, \lambda, \vec{\delta}_Q, \mu, n$ и ограничении

$$p_{\text{отк}} \leq p'_{\text{отк}}, \quad (13)$$

где $p'_{\text{отк}}$ – заданная допустимая вероятность отказа в приёме заявки в СМО. Часть полученных результатов для ряда значений λ, μ и $p'_{\text{отк}} = 0,01$ представлена в табл. 1. Значения n приняты равными соответствующим n_{\min} , определённым по аналитической модели из предыдущего примера. Остальные исходные данные аналогичны предыдущему примеру. При заданных исходных данных аналитическая модель в большинстве случаев несколько занижает необходимую вместимость накопителя, однако различия между результатами моделей редко превышают одну единицу. Обращает на себя внимание немонотонность зависимости m_{\min} как от λ , так и от μ , которая объясняется влиянием на m_{\min} не только λ и μ , но и n_{\min} .

Таблица 1. Результаты сравнения моделей

$\mu \backslash \lambda$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$n_{\min}, \bar{M}_Q/M(L)/n, \bar{l}_Q, L/\infty$										
0,5	4	6	9	11	13/-1	15	17	19	21	23
1,0	3	4	6	6	8	9	10/-1	11	12	13/-1
1,5	3	3	4	5	6	6	7	8	9	9
$m_{\min}, \bar{M}_Q/M(L)/n, \bar{l}_Q, L/m$										
0,5	4/-1	6/-1	5/-1	6/-1	7/-1	8/-2	8	9/-1	9/-1	10
1,0	3/-1	4/-1	3/-1	6/-1	5/-1	5/-1	6/+1	6	7/-2	7/2
1,5	2/-1	4/-1	4/-1	4	4/-1	6/-1	6/-1	5	5/-1	7/-1
$m_{\min}, \bar{M}_Q/M/n, \bar{l}_Q, \bar{l}_Q/m$										
0,5	4	5/-1	7/-2	7	8	9	10	11	11/-2	12/-2
1,0	3/-1	5/-1	5	7/-1	8/-1	9/-1	10/-1	10	12/-1	12
1,5	3	5/-2	5/-1	7	7/-1	8/-2	10	9	11/-2	10/-2

3. СМО $\bar{M}_Q/M/n, \bar{l}_Q, \bar{l}_Q/\infty$: найти n_{\min} при заданных $\bar{l}_Q, \lambda, \bar{\delta}_Q, \mu$ и ограничения

$$\bar{\tau} \leq \bar{\tau}'$$

где $\bar{\tau}'$ – заданное допустимое среднее время ожидания обслуживания заявки.

4. СМО $\bar{M}_Q/G/n, \bar{l}_Q, \bar{l}_Q/\infty$: задача аналогична предыдущей при дополненных величиной $\sigma = \sqrt{D[t_{об}]}$ исходных данных.

Результаты решения задач 3 и 4 в виде изолиний зависимости $n_{\min}(\lambda, \mu)$ при принятых ранее исходных данных и $\bar{\tau}' = 0,25$ представлены на рис. 1, а и б соответственно. Сплошными линиями обозначены результаты, полученные на базе имитационного моделирования, штриховыми линиями – результаты расчётов с использованием приближённой аналитической модели. Для $\bar{M}_Q/G/n, \bar{l}_Q, \bar{l}_Q/\infty$ рассмотрен предельный случай, при котором время обслуживания фиксировано: $\sigma = 0$.

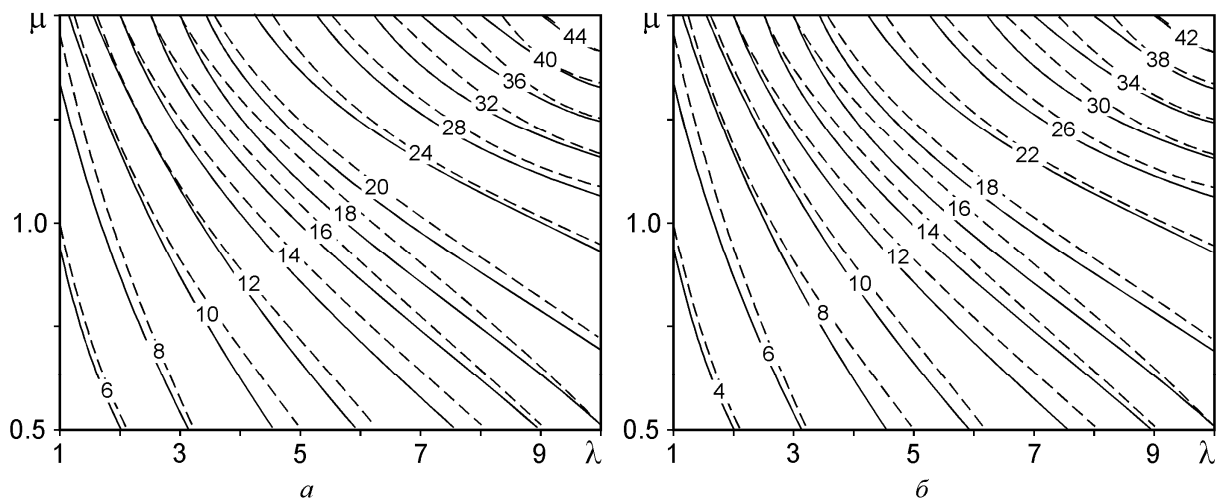


Рис. 1. Зависимость $n_{\min}(\lambda, \mu)$ для СМО $\bar{M}_Q/M/n, \bar{l}_Q, \bar{l}_Q/\infty$ (а) и $\bar{M}_Q/G/n, \bar{l}_Q, \bar{l}_Q/\infty$ (б):

————— – имитационная модель; - - - - - – аналитическая модель

5. СМО $\bar{M}_Q/M/n, \bar{l}_Q, \bar{l}_Q/m$: найти m_{\min} при заданных $\bar{l}_Q, \lambda, \bar{\delta}_Q, \mu, n$ и ограничении (13). Некоторые результаты для величин $n = n_{\min}$, определённых выше с использованием аналитической модели СМО $\bar{M}_Q/M/n, \bar{l}_Q, \bar{l}_Q/\infty$ и $p'_{\text{отк}} = 0,01$ приведены в табл. 1. Остальные исходные данные аналогичны другим примерам. Приближённая модель примерно в половине случаев занижает требуемую вместимость накопителя на 1-2 единицы. В целом же проведенный анализ показывает, что в промежутке значений $0,5 \leq \frac{\lambda}{\mu} \leq 30$ предложенные аналитические модели могут быть использованы для получения предварительных оценок характеристик СМО с частичной взаимопомощью.

Модельные примеры

Ниже рассмотрены примеры использования моделей технологических процессов наземного обслуживания воздушных перевозок как СМО с ожиданием и частичной взаимопомощью между каналами. В роли первого примера выступает одна из важнейших технологических операций предполётного обслуживания пассажиров в аэровокзале аэропорта – регистрация билетов и оформление багажа к перевозке по порейсовой схеме. Предположим, что для обслуживания пассажиров одного рейса требуется выделять от одного до трех пунктов: $\bar{l}_Q = (1, 2, 3)$. Интенсивность простейшего потока рейсов на регистрацию составляет $\lambda = 15$ 1/ч. Доли потоков рейсов, для которых требуется выделять 1, 2 и 3 пункта, составляют в общей интенсивности $\delta_1 = 0,3, \delta_2 = 0,5, \delta_3 = 0,2$ соответственно. Если при наступлении планового момента открытия регистрации на рейс установленные нормативом в количестве l_q свободные пункты отсутствуют, то регистрация задерживается до освобождения всех l_q пунктов. Среднее время опоздания с началом регистрации рейса не должно превышать 5 минут. Если принять время регистрации всех вылетающих пассажиров одного рейса распределённым показателем со средним $\bar{t}_{ог} = 1,5$ ч, а очередь неограниченной, то необходимое число пунктов обслуживания составит, согласно аналитической модели – 53 единицы, согласно имитационной модели – 54 единицы. Если в соответствии с [14] считать, что время обслуживания подчинено смещённому гамма-распределению со средним $\bar{t}_{ог} = 1,5$ ч смещением, равным 1,3 ч, и средним квадратическим отклонением $\sigma = 0,09$ ч, то потребное число пунктов для каждой из моделей сократится на 3 единицы.

Предположим теперь, что в аэровокзале должна быть предусмотрена зона для размещения пассажиров тех рейсов, открытие регистрации на которые задерживается по причине недостатка пунктов обслуживания. Фактическое число пассажиров, ожидающих начала регистрации в указанной зоне, с заданной надёжностью p' не должно превышать её вместимости. Ситуации, при которых фактическое число пассажиров, ожидающих начала регистрации, превышает вместимость рассматриваемой зоны, могут служить причиной отмены, объединения и переноса рейсов. Таким образом, будем рассматривать $p'_{\text{отк}} = 1 - p'$ в качестве допустимой вероятности отказа в обслуживании рейса. При заданной вероятности отказа $p'_{\text{отк}} = 0,005$, показательно распределённом времени обслуживания и соответствующих ему численностях пунктов регистрации, указанных выше, использование обеих моделей обеспечивает одинаковый результат: вместимость накопителя должна быть достаточной для одновременного размещения пассажиров не менее 7 рейсов.

Примером СМО с различающимися нормативной и фактической численностями выделяемых каналов может служить операция заправки ВС авиатопливом посредством системы централизованной заправки (ЦЗС). Пусть интенсивность потока заявок на заправку также составляет $\lambda = 15$ 1/ч. В среднем каждое пятое ВС относится к типу, для заправки которого предполагается использовать параллельно два подвижных заправочных агрегата (ЗА), но в случае отсутствия двух свободных агрегатов заправка может выполняться и одним ЗА. Остальные ВС обслуживаются одним ЗА. Время заправки одним ЗА распределено показательно со средним $\bar{t}_{06}^{(1)} = 0,5$ ч. Пусть время простоя ВС на заправке не должно превышать 0,67 ч. Число стоянок ВС, подсоединённых к ЦЗС, достаточно велико для того, чтобы можно было не учитывать ограничения по численности ВС, ожидающих заправки. При представленных исходных данных как аналитическая, так и имитационная модели дают одинаковый результат: необходимо 7 заправочных агрегатов.

Заключение

Проведённый сравнительный анализ вполне ожидаемо демонстрирует определённые различия между результатами имитационного моделирования и результатами расчётов с использованием предложенных приближённых моделей СМО. Однако учитывая, что эти различия незначительны, а альтернативой приближённой модели является либо построение имитационной модели, либо разработка громоздкой и далеко не всегда полностью аналитической «точной» модели СМО, представляется целесообразным использование предложенных моделей для оценочных расчётов при решении задач анализа и синтеза обслуживающих систем авиатранспортной отрасли.

Библиографический список

1. Бочаров П.П., Печинкин А.В. Теория массового обслуживания. М.: Изд-во РУДН, 1995. 529 с.
2. Андронов А.М., Хижняк А.Н. Математические методы планирования и управления производственной деятельностью предприятий гражданской авиации. М.: Транспорт, 1977. 215 с.
3. Клейнрок Л. Теория массового обслуживания. М.: Машиностроение, 1979. 432 с.
4. Naji M., Braytee A., Al-Ani A., Anaissi A., Goyal M., Kennedy P.J. Design of airport security screening using queueing theory augmented with particle swarm optimisation // *Service Oriented Computing and Applications*. 2020. V. 14, Iss. 2. P. 119-133. DOI: 10.1007/s11761-020-00291-0
5. Wang M.J. Application of the queueing theory in characterizing and optimizing the passenger flow at the airport security // *Journal of Applied Mathematics and Physics*. 2017. V. 5, Iss. 9. P. 1620-1628. DOI: 10.4236/jamp.2017.59134
6. Shone R., Glazebrook K., Zografos K.G. Resource allocation in congested queueing systems with time-varying demand: An application to airport operations // *European Journal of Operational Research*. 2019. V. 276, Iss. 2, P. 566-581. DOI: 10.1016/j.ejor.2019.01.024
7. Itoh E., Mitici M. Queue-based modeling of the aircraft arrival process at a single airport // *Aerospace*. 2019. V.6, Iss.10. DOI: 10.3390/aerospace6100103
8. Stolletz R. Analysis of passenger queues at airport terminals // *Research in Transportation Business and Management*. 2011. V. 1, Iss. 1. P. 144-149. DOI: 10.1016/j.rtbm.2011.06.012

9. Jawab F., Khachani M., Akoudad K., Moufad I., Fricchi Y., Laaraj N., Zehmed K. Queuing model for improving airport passengers treatment process // Proceedings of the ICIEOM: International Conference on Industrial Engineering and Operations Management (July, 26-27, 2018, Paris, France). P. 2095-2107.

10. Satanaryana V.V., Shaik Dawood A.K., Karthikeyan R., Khan N. Application of queuing theory models for optimized service to airline passengers // International Journal of Current Research. 2015. V. 7, Iss. 09. P. 20544-20547.

11. Airport Development Reference Manual. 10th edition. International Air Transport Association. Montreal, 2014.

12. Романенко В.А. Оптимизация управления технологическими процессами узлового аэропорта как системы массового обслуживания с нестационарными потоками и частичной взаимопомощью каналов // Управление большими системами. 2012. № 36. С. 209-247.

13. Овчаров Л.А. Прикладные задачи теории массового обслуживания. М.: Машиностроение, 1969. 324 с.

14. Романенко В.А. Математические модели функционирования узловых аэропортов в условиях современного авиатранспортного рынка. Самара: ООО «Издательство Ас Гард», 2010. 244 с.

APPROXIMATE MODELS OF AIR TRANSPORT QUEUEING SYSTEMS WITH PARTIAL MUTUAL ASSISTANCE BETWEEN SERVICE CHANNELS

© 2022

V. A. Romanenko

Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Associate Professor of the Department of Transportation Management and Control; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; vla_rom@mail.ru

Approximate analytical models are proposed for two types of multi-channel queuing systems with partial mutual assistance between channels and waiting in limited-size and unbounded queues. The incoming flow of requests is a superposition of several simplest flows. It is assumed that normative numbers of channels for servicing a customer that differ depending on the flow of incoming customer requests are established. In the systems of the first type the normative number of channels is not necessary: a customer is accepted for servicing if there are free channels in the system and the number of channels is smaller than the normative one. Service time is distributed exponentially with the average inversely proportional to the number of allocated channels. In systems of the second type the service of a customer is always performed by the channels of the normative number. Service time can be distributed arbitrarily (not only exponentially) with the average irrespective of the number of allocated channels. The paper presents the results of comparative analysis of the results of dealing with some tasks of designing service systems in a wide range of input data using simulation modelling and calculations based on approximate analytical models that allowed evaluating the application area of the latter and making a conclusion about their satisfactory accuracy. Examples of the use of models of technological processes of airport ground handling as queuing systems of the considered types are given.

Queueing systems; partial mutual assistance between channels; simplest customer flow; superposition of flows; approximate model; airport; ground handling

Citation: Romanenko V.A. Approximate models of air transport queueing systems with partial mutual assistance between service channels. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 4. P. 118-130. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-4-118-130

References

1. Bocharov P.P., Pechinkin A.V. *Teoriya massovogo obsluzhivaniya* [Queuing Theory]. Moscow: RUDN University Publ., 1995. 529 p.
2. Andronov A.M., Khizhnyak A.N. *Matematicheskie metody planirovaniya i upravleniya proizvodstvennoy deyatel'nost'yu predpriyatiy grazhdanskoy aviatsii* [Mathematical methods for planning and managing the production activities of civil aviation enterprises]. Moscow: Transport Publ., 1977. 215 p.
3. Kleinrock L. *Queueing systems. V. I. Theory*. New York: Wiley-Interscience Publ., 1974. 448 p.
4. Naji M., Braytee A., Al-Ani A., Anaissi A., Goyal M., Kennedy P.J. Design of airport security screening using queueing theory augmented with particle swarm optimisation. *Service Oriented Computing and Applications*. 2020. V. 14, Iss. 2. P. 119-133. DOI: 10.1007/s11761-020-00291-0
5. Wang M.J. Application of the queueing theory in characterizing and optimizing the passenger flow at the airport security. *Journal of Applied Mathematics and Physics*. 2017. V. 5, Iss. 9. P. 1620-1628. DOI: 10.4236/jamp.2017.59134
6. Shone R., Glazebrook K., Zografos K.G. Resource allocation in congested queueing systems with time-varying demand: An application to airport operations. *European Journal of Operational Research*. 2019. V. 276, Iss. 2. P. 566-581. DOI: 10.1016/j.ejor.2019.01.024
7. Itoh E., Mitici M. Queue-based modeling of the aircraft arrival process at a single airport. *Aerospace*. 2019. V.6, Iss.10. DOI: 10.3390/aerospace6100103
8. Stolletz R. Analysis of passenger queues at airport terminals. *Research in Transportation Business and Management*. 2011. V. 1, Iss. 1. P. 144-149. DOI: 10.1016/j.rtbm.2011.06.012
9. Jawab F., Khachani M., Akoudad K., Moufad I., Fricchi Y., Laaraj N., Zehmed K. Queuing model for improving airport passengers treatment process. *Proceedings of the ICIEOM: International Conference on Industrial Engineering and Operations Management (July, 26-27, 2018, Paris, France)*. P. 2095-2107
10. Satanaryana V.V., Shaik Dawood A.K., Karthikeyan R., Khan N. Application of queueing theory models for optimized service to airline passengers. *International Journal of Current Research*. 2015. V. 7, Iss. 09. P. 20544-20547
11. *Airport Development Reference Manual*. 10th edition. International Air Transport Association. Montrea, 2014.
12. Romanenko V.A. Optimizing technological process control of hub airport as queueing system with non-stationary flows and partial mutual assistance between channels. *Large-Scale Systems Control*. 2012. No. 36. P. 209-247. (In Russ.)
13. Ovcharov L.A. *Prikladnye zadachi teorii massovogo obsluzhivaniya* [Applications of queueing theory]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1969. 324 p.
14. Romanenko V.A. *Matematicheskie modeli funktsionirovaniya uzlovykh aeroportov v usloviyakh sovremennogo aviatransportnogo rynka* [Mathematical models of hub airport operation in the modern air transport market]. Samara: As Gard Publ., 2010. 244 p.