

В і с н и к

Дніпровського
університету

Науковий журнал

Заснований у 1993 р.

№ 4

Том 27

2019

РЕДАКЦІЙНА РАДА:

чл.-кор. НАН України, д-р фіз.-мат. наук, проф. **М. В. Поляков** (*голова редакційної ради*); д-р хім. наук, проф. **С. І. Оковитий** (*заст. голови*); д-р хім. наук, проф. **В. Ф. Варгалюк**; чл.-кор. НАПН України, д-р філос. наук, проф. **П. І. Гнатенко**; д-р фіз.-мат. наук, проф. **О. Г. Гоман**; д-р філол. наук, проф. **В. Д. Демченко**; д-р техн. наук, проф. **А. П. Дзюба**; д-р пед. наук, проф. **Л. І. Зеленська**; чл.-кор. НАН України, д-р фіз.-мат. наук, проф. **В. П. Моторний**; чл.-кор. НАПН України, д-р психол. наук, проф. **Е. Л. Носенко**; д-р біол. наук, проф. **О. Є. Пахомов**; д-р іст. наук, проф. **В. С. Савчук**; д-р іст. наук, проф. **С. І. Світленко**; акад. Академії наук ВО України, д-р фіз.-мат. наук, проф. **В. В. Скалозуб**; д-р філол. наук, проф. **Т. С. Пристайко**; д-р техн. наук, проф. **Ю. Д. Шептун**; д-р філол. наук, проф. **О.С. Токовенко**; д-р екон. наук, проф. **Н.І. Дучинська**; д-р філол. наук, проф. **І. С. Попова**; **Вятр Єжи Йозеф**, ректор Європейської школи та управління, проф. (Польща); д-р фіз.-мат. наук, проф. **Ю. Мельников** (США).

Серія:

**РАКЕТНО-КОСМІЧНА
ТЕХНІКА**

Випуск 22

Дніпровський національний
університет
імені Олеся Гончара

*Друкується за рішенням вченої ради
Дніпровського національного університету
імені Олеся Гончара згідно з планом видань на 2019 рік*

Випуск містить статті за результатами наукових досліджень,
виконаних у 2018–2019 рр.

Випуск содержит статті по результатам научных исследований,
выполненных в 2018–2019 гг.

Редакційна колегія:

д-р техн. наук, проф. **А. Ф. Санін** (гол. редактор), канд. техн. наук, доц. **С. В. Алексєнко** (заст. гол. редактора), д-р техн. наук, проф. **В. В. Авдєєв**, д-р техн. наук, проф. **С. О. Давидов**, д-р техн. наук, проф. **Н. М. Дронь**, д-р техн. наук, проф. **А. Ю. Дреус**, д-р техн. наук, проф. **Є. О. Джур**, д-р техн. наук, проф. **В. В. Ємець**, д-р техн. наук, проф. **Н. Є. Калініна**, д-р техн. наук, проф. **Т. А. Манько**, д-р техн. наук, проф. **О. М. Петренко**, д-р техн. наук, проф. **Ю. Д. Шептун**, д-р техн. наук, проф. **А. В. Кондратьєв** (Національний аерокосмічний університет “ХАІ”, м. Харків), д-р техн. наук, проф. **А. С. Кулик** (Національний аерокосмічний університет “ХАІ”, м. Харків), д-р техн. наук, проф. **С. І. Планковський** (Національний аерокосмічний університет “ХАІ”, м. Харків), канд. техн. наук, доц. **О. В. Шипуль** (Національний аерокосмічний університет “ХАІ”, м. Харків), д-р техн. наук, проф. **В. С. Хорошилов** (ДП «КБ Південне», м. Дніпро), д-р техн. наук, проф. **С. В. Хорошилов** (Інститут технічної механіки НАНУ і НКАУ, м. Дніпро), д-р фіз.-мат. наук, проф. **К. С. Бактибєков** (Євразійський національний університет ім. Л. М. Гумільова, м. Астана, Казахстан), д-р техн. наук, проф. **О. М. Капулкін** (Ізраїльський політехнічний університет, НДІ “Техніон”, м. Хайфа, Ізраїль), канд. техн. наук, проф. **О. А. Шинкаренко** (Федеральний Університет Бразилії, м. Бразилія, Бразилія), к-т техн. наук., доц. **А. М. Кулабухов** (відп. секретар).

РАСПОЗНАВАНИЕ ПАХОТНЫХ ЗЕМЕЛЬ НА ОСНОВЕ ИЗМЕРЕНИЙ ВЕГЕТАЦИОННОГО ИНДЕКСА

С. А. Барталёв, А. Л. Загора

Институт космических исследований Земли, г. Москва

Аннотация. В работе представлен метод оценки используемости пахотных земель на основе измерений вегетационного индекса NDVI, вычисленных по изображениям спектрорадиометра MODIS со спутника Terra. Работа предполагает разработку программного модуля, выполняющего автоматическую классификацию сельскохозяйственных угодий на классы используемости. Разработан алгоритм и программный блок для классификации степени используемости сельскохозяйственных угодий. Проведено обучение классификатора с помощью алгоритмов машинного обучения. Для анализа использовались данные измерений вегетационного индекса NDVI за каждую неделю 2017 года, полученные в системе Vega аппаратом MODIS. Для тестирования алгоритмов использовалась выборка из 1026 векторов признаков (сельскохозяйственных угодий), равномерно распределенных по различным областям. Разбиение на обучающие и тестовые выборки производилось с сохранением баланса между областями. Результатом работы программы является метка класса для каждого входного вектора, характеризующая использование сельскохозяйственных угодий. Использование измерений вегетационного индекса позволило автоматизировать классификацию используемости полей. Для полей, вектора значений NDVI которых имеют пропуски измерений, применен алгоритм заполнения пропусков, что позволило использовать эти вектора для классификации. Были учтены особенности развития растительности в зависимости от географического положения. Использование алгоритмов машинного обучения дало следующие результаты: kNN – точность классификации 82%; SVC – точность классификации 78%; Random Forest – точность классификации 85%; GBT – точность классификации 86.307%. Наиболее высокие результаты получены с использованием алгоритма GBT – 86% правильно классифицированных полей. Программный блок реализована в виде модуля, готового для интеграции в систему Vega

Ключевые слова: ВЕГЕТАЦИОННЫЙ ИНДЕКС NDVI, КЛАССИФИКАЦИЯ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННЫХ УГОДИЙ.

Анотация. У роботі представлений метод оцінки використовуваного орних земель на основі вимірів вегетаційного індексу NDVI, обчислених із зображень спектрорадіометра MODIS з супутника Terra. Робота передбачає розробку програмного модуля, що виконує автоматичну класифікацію сільськогосподарських угідь на класи використовуваних. Розроблено алгоритм і програмний блок для класифікації міри використовуваної сільськогосподарських угідь. Проведено навчання класифікатора за допомогою алгоритмів машинного навчання. Для аналізу використовувалися дані вимірів вегетаційного індексу NDVI за кожен тиждень 2017 року, отримані в системі Vega апаратом MODIS. Для тестування алгоритмів використовувалася вибірка з 1026 векторів ознак (сільськогосподарських угідь), рівномірно розподілених по різних областях. Розбиття на повчальні і тестові вибірки здійснювалося зі збереженням балансу між областями. Результатом роботи програми є мітка класу для кожного вхідного вектору, що характеризує використання сільськогосподарських угідь. Використання вимірів вегетаційного індексу дозволило автоматизувати класифікацію використовуваної полів. Для полів, вектору значень NDVI яких мають пропуски вимірів, застосований алгоритм заповнення пропусків, що дозволило використати ці вектору для класифікації. Були враховані особливості розвитку рослинності залежно від географічного положення. Використання алгоритмів машинного навчання дало наступні результати: kNN - точність класифікації 82%; SVC - точність класифікації 78%; Random Forest - точність класифікації 85%; GBT - точність класифікації 86.307%. Найбільш високі результати отримані з використанням алгоритму GBT - 86% правильно класифікованих полів. Програмний блок реалізована у вигляді модуля, готового для інтеграції в систему Vega

Ключові слова: ВЕГЕТАЦІЙНИЙ ІНДЕКС NDVI, КЛАСИФІКАЦІЯ СІЛЬСЬКОГОСПОДАРСЬКИХ УГІДЬ.

Abstract. The paper presents a method for assessing the utilization of arable land based on measurements of the NDVI vegetation index, calculated from images of a MODIS spectroradiometer from the Terra satellite. The work involves the development of a software module that performs the automatic classification of agricultural land into utilization classes. An algorithm and programmatic block are worked out for classification of degree of used of agricultural lands. Educating of classifier is conducted by means of algorithms of computer-aided instruction.

For an analysis data of measuring of vegetation index of NDVI were used for every week 2017 year, got in the system Vega the vehicle of MODIS. For testing of algorithms a selection was used from 1026 vectors of signs (agricultural lands) equipartition on different areas. Breaking up on teaching and test selections was produced with maintenance of balance between areas. A job of the program performance is a mark of class for every entrance vector, characterizing the use of agricultural lands. The use of measuring of vegetation index allowed to automatize classification of used of the fields. For the fields, vector of values of NDVI that is had admissions of measuring, the algorithm of filling of admissions is applied, that allowed to use these the vector for classification. The features of development of vegetation were taken into account depending on a geographical location. The use of algorithms of computer-aided instruction gave next results: kNN is exactness of classification of 82%; SVC is exactness of classification of 78%; Random Forest is exactness of classification of 85%; GBT is exactness of classification of 86.307%. The most high results are got with the use of algorithm of GBT - 86% of the correctly classified fields. Programmatic block realized as a module ready for integration in the system Vega

Keywords: VEGETATION INDEX NDVI, CLASSIFICATION OF AGRICULTURAL LAND.

Введение

Одним из источников информации о состоянии сельскохозяйственных земель являются космические системы дистанционного зондирования Земли, позволяющие, в частности, проводить исследования, направленные на оценку состояния пахотных земель.

Выявлением задействованных в сельскохозяйственном обороте земель автоматизированными методами занимаются, в первую очередь, в Институте космических исследований РАН [1; 2]. Для классификации пахотных земель применяются многолетние временные ряды измерений спектральной яркости земной поверхности радиометром MODIS со спутника Тетта. В качестве признаков распознавания используются различные вегетационные индексы, значение которых рассчитывается на основе коэффициентов спектральной яркости красного и ближнего инфракрасного диапазонов.

Самый используемый вегетационный индекс — индекс NDVI, однако формула вычислений вегетационных индексов имеет довольно много вариаций, предназначенных для уменьшения влияния различных помехообразующих факторов. В работе [2] приведены такие признаки распознавания пашни и даётся характеристика особенностей их использования.

В работе [3] описана методика распознавания объектов растительного покрова с использованием совместной обработки нескольких разносезонных космических изображений Landsat 8.

В представленной работе приведен алгоритм распознавания сельскохозяйственных угодий с использованием вегетационного индекса NDVI с использованием обучаемых алгоритмов классификации.

Постановка задачи

Поставленная задача — создать программный продукт, цель которого построить алгоритм автоматической классификации сельскохозяйственных угодий по степени используемости по измерениям значения NDVI.

Измерения показателей NDVI проводились каждую неделю 2017 года, измерения представлены средним значением по всей площади поля.

Для того, чтобы формализовать понятие используемости поля будут использованы следующие классы: используемые; частично используемые; не используемые.

Класс частично используемых полей подразумевает, что поле принадлежит классу используемых и неиспользуемых одновременно.

В результате работы программного модуля каждому полю должен быть сопоставлен класс из вышеперечисленных.

Важно отметить, что программа рассчитана на интеграцию в систему Vega [6] и должна иметь строгий формат ввода и вывода.

Раскроем смысл понятий, используемых в дальнейшем. NDVI — нормализованный относительный индекс

растительности – показатель количества растительности (вегетационный индекс).

Расчет NDVI базируется на двух наиболее стабильных участках спектральной кривой отражения растений. В красной области спектра (0.6 – 0.7 мкм) лежит максимум поглощения солнечной радиации хлорофиллом высших растений, а в инфракрасной области (0.7 – 1.0 мкм) находится область максимального отражения клеточных структур листа. То есть высокая фотосинтетическая активность ведет к меньшему отражению в красной области спектра и большему в инфракрасной. Отношение этих показателей друг к другу позволяет четко отделять и анализировать растительные от прочих природных объектов. Использование же нормализованной разности между минимумом и максимумом отражений увеличивает точность измерения, позволяет уменьшить влияние таких явлений как различия в освещенности снимка, облачности и пр.

Для вычислений вегетационного индекса NDVI используются каналы красной области спектра и ближней инфракрасной области спектра. Индекс NDVI вычисляется по следующей формуле:

$$NDVI = \frac{NIR - RED}{NIR + RED},$$

где NIR — отражательная способность в ближней инфракрасной области спектра;

RED – отражательная способность в видимой красной области спектра. На выходе получается изображение со значениями пикселей, изменяющихся от -1 до 1.

Нормализованный вегетационный индекс (NDVI) – это стандартизированный индекс, показывающий наличие и состояние растительности (относительную биомассу). Этот индекс использует контраст характеристик двух каналов из набора мультиспектральных растровых данных – поглощения пигментом хлорофилла в красном канале и высокой

отражательной способности растительного сырья в инфракрасном канале (NIR).

Здоровая растительность обычно показывает лучшее отражение в ближнем инфракрасном диапазоне, чем в красной области видимого спектра. Инфракрасный диапазон излучения поглощается облаками, водой и снегом, и отражается камнями и голой почвой почти так же, как диапазон красной области видимого спектра. NDVI используется по всему миру для мониторинга засухи, мониторинга и прогнозирования сельскохозяйственного производства и картографирования наступления пустыни. NDVI предпочтительнее для глобального мониторинга растительности, поскольку помогает компенсировать изменение условий освещения, уклон поверхности, экспозицию и другие внешние факторы.

Очень маленькие значения (< 0.1) измерений NDVI соответствуют пустым областям скал, песка или снега. Умеренные значения (от 0.2 до 0.3) представляют кустарники и луга, в то время как большие значения (от 0.6 до 1.0) указывают на умеренные и тропические леса.

Отметим, что в работе [2] приведены также и другие признаки распознавания пашни и особенности их использования.

Решение задачи

Для достижения поставленной цели в работе решаются следующие задачи:

- получение данных;
- обработка данных, получение признаков;
- построение классификатора на основе полученных данных.

Также нужно сформулировать технические требования для реализуемой программы.

Требования к функциональности программы таковы:

- реализовать алгоритм построения классификатора векторов признаков сельскохозяйственных угодий;
- каждому экземпляру данных классификатор должен сопоставить метку: 1 – используется; 2 – частично используется; 3 – не используется;

- программа должна выполнять роль модуля, готового для интеграции в систему Vega [6];

- модуль должен корректно обрабатывать ошибки, в случае ошибки возвращать информацию, понятную пользователю. Признаки, характерные различным типам сельскохозяйственных угодий.

Яровые культуры. Весной, в начале мая, поздние яровые и пропашные культуры ещё не посеяны, а ранние яровые культуры находятся на стадии всходов и проективное покрытие почвы на полях под этими культурами очень низкое.

На момент посева на полях всех яровых культур наблюдаются значения индекса NDVI, характерные для открытой почвы. После уборки урожая (август, сентябрь) поля с открытой почвой принимают оттенки от розового до коричневого и хорошо отличаются от естественной, часто еще вегетирующей, растительности.

Озимые культуры. Особенность – раннее начало вегетации. Хорошо идентифицируются на весенних снимках, особенно до начала периода вегетации, и на снимках, сделанных поздней осенью, когда вегетационный период естественной травянистой растительности уже закончен. Для того, чтобы отличить озимые культуры от яровых следует пользоваться серией снимков, поскольку, например, поля под паром в весенний период могут быть определены как яровые, а некоторые многолетние травы – как озимые. Осенний снимок (август-октябрь) позволит увидеть, что на полях с озимыми культурами прошел сбор урожая и значения индекса NDVI низкие, а у большинства культур наблюдается вегетационная фаза созревания.

Поля под паром. Сезонная динамика индекса NDVI на полях под паром слабо изменяется (небольшие пики обусловлены, как правило, ростом сорняков) и имеет очень низкий объем фитомассы (значения NDVI редко поднимаются выше 0.5); Поля под чистым паром имеют яркость и цвет, присущий открытой почве (коричнево-

розовые оттенки при использовании синтеза каналов RED – NIR – GREEN ИЛИ SWIR1 – NIR – RED).

Неиспользуемые и частично используемые земли. Неоднородная мозаичная структура, которая образуется растительностью или почвенным покровом неодинаковой влажности и характерна для беспорядочно расположенных участков различного тона, размеров и форм; Характеризуется такими же цветовыми и текстурными признаками, что и естественные луга, однако схожа по форме с используемыми пахотными полями. Особенно это справедливо для полей, заброшенных недавно.

Для идентификации залежей необходим анализ серии снимков.

Описание практической части. Для реализации поставленной задачи был выбран язык Python [4;5] и среда разработки Pycharm. Программа реализована в виде модуля, готового для интеграции в систему Vega [6;7]. Для работы с данными выбрана библиотека pandas. Выбор библиотеки обусловлен тем, что в ней реализовано большинство необходимых известных алгоритмов обработки данных, а также стоит отметить ее высокую производительность. Для реализации алгоритмов машинного обучения использована библиотека scikit-learn.

Подготовка данных. На вход программному модулю подаются вектора измерений вегетационного индекса NDVI за каждую неделю 2017 года, полученные в системе Vega аппаратом MODIS. Основная проблема на этом этапе заключается в том, что некоторые экземпляры данных имеют пропуски в измерениях. Для того, чтобы выровнять данные, были разработаны алгоритмы, позволяющие заполнить недостающие значения.

Был использован следующий способ – пропуски заполнялись средним значением NDVI для полей по текущей неделе (среднее высчитывалось по тем полям, у которых есть измерение на этой неделе). При отсутствии значений для всех полей, эти пропуски заполнялись соседними

значениями. В результате работы алгоритма все вектора значений NDVI имеют равную длину и пригодны для использования в разных областях. При этом, графики изменения вегетационного индекса NDVI для сельскохозяйственных полей в северной и в южной частях, даже при условии того, что на них выращивается одна и та же культура, имеют существенные отличия друг от друга.

Что бы учесть фактор географического положения, было принято решение к вектору признаков добавить признак области, в котором находится объект (угодье).

Используемые библиотеки, в частности, библиотека scikitlearn напрямую не обрабатывает категориальные признаки. Поэтому прежде чем подавать данные на вход алгоритмов машинного обучения необходимо преобразовать категориальные признаки в количественные. Был использован метод векторизации, суть которого заключается в следующем:

Признак j , принимающий s значений, заменим на s признаков, принимающих значения 0 или 1, в зависимости от того, чему равно значение исходного признака j .

Таким образом, к вектору признаков добавляется 25 столбцов, где на позиции нужной области стоит единица. Результат показал, что добавление этих признаков оправдано, точность классификации существенно увеличилась.

Обучение классификатора проводилось с помощью 4-х алгоритмов:

- kNN – метод ближайших соседей;
- SVC – машина опорных векторов;
- Random Forest – случайный лес;
- GBT – градиентный бустинг деревьев решений.

Для тестирования алгоритмов использовалась выборка из 1026 векторов признаков (сельскохозяйственных угодий), равномерно распределенных по различным областям. Для обучения и тестирования классификатора исходная выборка была разбита на обучающую и тестовую в соотношении 77% и 33% соответственно. Так же стоит отметить, что разбиение на обучающие и тестовые выборки

производилось с сохранением баланса между областями. После разбиения эти вектора были использованы как входные данные для алгоритмов. Результатом работы программы является метка класса для каждого входного вектора: 1 – используется, 2 – частично используется, 3 – не используется.

В результате настройки и обучения классификатора были получены следующие результаты для указанных входных данных:

1. kNN – точность классификации 82%;
2. SVC – точность классификации 78%, все поля были классифицированы как используемые, что говорит о плохой обучаемости этого алгоритма на входных данных;
3. Random Forest – точность классификации 85%, достаточно точно классифицированы частично используемые поля (91% для этого класса);
4. GBT – лидирующий алгоритм, точность классификации 86.307%.

Заключение. В работе рассмотрены факторы, определяющие степень используемости сельскохозяйственного угодья.

Разработан алгоритм для классификации степени используемости сельскохозяйственных угодий, а также создана программа, которая реализует разработанный алгоритм.

Программа написана на языке Python с использованием среды разработки Pycharm, библиотек pandas и scikit-learn.

Выводы

1. Использование измерений вегетационного индекса позволило автоматизировать классификацию используемости полей;
2. Для полей, вектора значений NDVI которых имеют пропуски измерений, применен алгоритм заполнения пропусков, что позволило использовать эти вектора для классификации;

3. Были учтены особенности развития растительности в зависимости от географического положения;
4. Использование алгоритмов машинного обучения дало следующие результаты: kNN – точность классификации 82%; SVC – точность классификации 78%; Random Forest – точность классификации 85%; GBT – точность классификации 86.307%;
5. Наиболее высокие результаты получены с использованием алгоритма GBT-86% правильно классифицированных полей.
5. Max Kuhn, Kjell Johnson. Applied Predictive Modeling: Springer, 2019.
6. BEGA-Science [Электронный ресурс]: URL: <http://sci-vega.ru>.
7. Загора А.Л., Барталев С.А. Распознавание пахотных земель на основе измерения индекса NDVI //Материалы XXI Международной молодежной научно-практической конференции «Человек и Космос» (10 - 12 апр. 2019г.) - Днепр: Национальный центр аэрокосмического образования молодежи им. Макарова, 2019. - DVD, ISSN 2221-4550.

Библиографические ссылки

1. Барталев С.А., Егоров В.А., Жарко В.О., Лупян Е.А., Плотников Д.Е., Хвостиков С.А., Шабанов Н.В. Спутниковое картографирование растительного покрова России: М. ИКИ РАН, 2016. 208 с.
2. Барталев С.А., Егоров В.А., Лупян Е.А., Плотников Д.Е., Уваров И.А. Распознавание пахотных земель на основе многолетних спутниковых данных спектрорадиометра MODIS и локально-адаптивной классификации. Компьютерная оптика, 2011. Т. 35. № 1. С. 103–116.
3. Стыценко Е.А. Возможности распознавания сельскохозяйственных угодий с использованием методики совместной автоматизированной обработки разнотемпературных космических изображений. Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2017. Т. 14. № 5. С. 172–183
4. Лутц, М. Программирование на Python, II том: М. Лутц. - СПб: Символ-плюс, 2015.

Надійшла до редколегії 30.05.2019р.

Сведения об авторах



Барталёв Сергей Александрович, Россия. Институт космических исследований Земли Заведующий лабораторией спутникового мониторинга наземных экосистем д.т.н., профессор. Сфера интересов – дистанционное зондирование Земли



Загора Александр Леонидович, Россия. Институт космических исследований Земли г. Москва. Аспирант. Сфера интересов – дистанционное зондирование Земли

МОДЕЛЬ РАДІОЛІНІЇ З ПІДВИЩЕНОЮ ІНФОРМАТИВНІСТЮ ДЛЯ НИЗЬКООРБІТАЛЬНОГО СУПУТНИКА

І. Д. Савченко, А.М. Кулабухов, В.О. Масальський, А.В. Тищенко

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна 72, м. Дніпро, 49010, Україна

Анотація. Запропонована модель радіолінії “космос-Земля” на базі фазованої антенної решітки з можливістю керування напрямком випромінювання антени, яка дозволяє в умовах обмеженої енергетики і габаритів підвищити інформативність радіоканалу з низькоорбітального університетського наносупутника

Ключові слова: НАНОСУПУТНИК, СУПУТНИКОВИЙ ЗВ'ЯЗОК, ЕНЕРГЕТИЧНИЙ БАЛАНС, ФАЗОВА АНТЕНА РЕШІТКА S-ДІАПАЗОНУ.

Аннотация. Предложена модель радиолинии «космос-Земля» с повышенной информативностью для низькоорбитального университетского наноспутника. Радиолиния моделируется на базе бортовой антенны высокочастотного S-диапазона. В настоящее время задача создания радиолиний «космос-Земля» в условиях ограниченной энергии спутников с повышенной информативностью постоянно требуют совершенствования своих возможностей. Для реализации такого решения разрабатываются различные варианты, начиная от увеличения времени передачи данных за счет ретрансляторов, разработки новых методов кодирования и увеличение пропускной способности радиолиний. Одно из решений - использование антенны среднего или высокого коэффициента усиления.

Расчеты проводились в соответствии с программой международного формата AMSAT-IARU-Link-Model. Расчет предложенной модели состоит из трех основных условий: наибольшие потери энергии радиосигнала в свободном пространстве, эквивалентной изотропно-излучаемой мощности и добротности приемной станции. Коэффициент усиления фазированной антенной решетки, установленной на спутнике, составляет 12 дБи, коэффициент усиления приемной антенны составляет 35 дБи. Результаты расчета показали способность передавать до 50 изображений поверхности Земли в день на наземную станцию в средних широтах. Использование фазированной антенной решетки и переход к S-диапазону позволяют с меньшими габаритами увеличить усиления антенны и скорость передачи в сеансах связи

Ключевые слова: НАНОСПУТНИК, СПУТНИКОВАЯ СВЯЗЬ, ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ БАЛАНС, ФАЗОВАЯ АНТЕННА РЕШЕТКА S-ДИАПАЗОНА.

Abstract. A proposed the model of a radioline “space-to-Earth” with more informative for a low orbit university nanosatellite. The radioline is modeled on a antenna of the high-frequency S-band. At present time, the tasks of creating radiolines “space-to-Earth” in the conditions of limited energy of satellites with more informativeness (for telemetry radiolines and information radiolines) constantly require increasing their capabilities. Various options are being developed to implement such a solution, ranging from increasing the data transmission time due to repeaters and developing new encoding methods and increasing the bandwidth of radio lines. One solution is to use middle or high gain antennas.

The model of a radioline is designed on the basis of the high-frequency (S-band) antenna. The calculations were carried out according to the international format of the AMSAT-IARU-Link-Model program. The calculation of the proposed the model consists of three basic conditions: the greatest loss of energy of the radio signal in free space, equivalent to isotropic radiating power and quality factor of the receiving station. The proposed model is built on the basis of a phased antenna array with a gain of 12 dBi for transmit from nanosatellite, the gain of the receiving antenna is 35 dBi. The results showed the ability to transmit up to 50 images of the Earth's surface per day. The use of a phased array antenna and the transition to the S-band allowed with smaller dimensions to increase the antenna gain and the rate of information transmission in communication sessions.

Keywords: NANOSATELLITE, SATELLITE COMMUNICATION, RADIO ENERGY BALANCE, PHASED ARRAY ANTENNA S-BAND.

Вступ

Основна тенденція розвитку супутників – це збільшення обсягу інформації, що передається на приймальні станції при обмежених габаритах

супутників і їх енергетиці. Особливо це питання важливе для супутників дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) та супутників зв'язку. Основні складності при проектуванні надійних високошвидкісних

радіолінії для низькоорбітальних мікросупутників є суттєві енергетичні обмеження, пов'язані у першу чергу обмеженням на габарити антен і самого супутника. Наприклад, на університетський супутник PolyITAN національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» була розроблена радіолінія “космос-Земля” з монопольною антеною частотного діапазону 437 МГц з коефіцієнтом підсилення 2 дБі та з вихідною потужністю передавача 1 Вт. Значення еквівалентно ізотропно-випромінюючої потужності (ЕІВП) становить 0.3 дБВт [1]. Основним завданням цього супутника була апробація у космічному просторі розробок студентів.

Більшість проектів університетських супутників мають цільове призначення для отримання інформації із космосу, в завдання яких входить, наприклад, зйомка земної поверхні (фото- відеозапис) та передача цієї інформації за короткий час в сеансах зв'язку з приймальними станціями (на широті м. Дніпро це становить в середньому не більше 4,2 сеансів на добу кожний з яких не більше 15 хвилин [3]). Зазначена вище радіолінія “космос-Земля” супутника PolyITAN суттєво обмежує функціональні можливості супутника.

Постановка задачі

Розглядається задача створення радіолінії «космос-Земля» в умовах обмеженої енергетики університетського супутника з підвищеною інформативністю (зі швидкістю передачі до 1000 кбит/с).

Рішення завдання

Пропонується радіолінія з використанням фазованої антенної решітки частотного діапазону 2400-2402 МГц та коефіцієнтом підсилення 12 дБі. З можливістю керувати напрямком випромінювання антени на приймальну станцію. Розглянемо задачу розрахунку характеристик радіолінії для низьких орбіт (до 500 км) з урахуванням надійного прийому інформації з наносупутника на кутах місця від 5 град. (радіальна дальність до 2078 км), приймальною антеною з

коефіцієнтом підсилення до 35 дБ та з використанням ВРСК модуляції.

Енергетичний баланс розраховується з наступних умов:

- найбільші втрати енергії радіосигналу знаходяться в вільному просторі на шляху розповсюдження радіохвилі (залежить від максимальної радіальної дальності);

- еквівалентна ізотропно-випромінююча потужність випромінюючої системи залежить від коефіцієнту підсилення антени, потужності передавача та втрат в антенно-фідерному тракті;

- добротність приймальної станції залежить від коефіцієнту підсилення приймальної антени, втрат в антенно-фідерному тракті, загальної шумової температури всієї системи та підсилювача.

Рішення про схвалення або доопрацювання розрахованого енергетичного балансу залежить від необхідної якості та параметрів радіолінії. При недостатньому балансі доводиться шукати компроміси або покращувати по можливості перелічені вище параметри в залежності від умов та середовища.

Еквівалентна ізотропно-випромінююча потужність розраховується наступною формулою [2]

$$EIBIP = 10 * \log Pn + Ga - La\phi, \quad (1)$$

де Pn – потужність передавача;

Ga – коефіцієнт підсилення антени;

$La\phi$ – втрати в антенно-фідерному

тракті.

Втрати у вільному просторі розраховується за наступною формулою [2]:

$$Lsn = 22.0 + 20 * \log \left(\frac{S}{\lambda} \right), \quad (2)$$

де S – радіальна дальність;

λ – довжина радіохвилі в конкретному середовищі.

Добротність приймальної станції [2]:

$$G/T = Gnra - La\phi - 10 * \log T, \quad (3)$$

де $Gnra$ – коефіцієнт підсилення приймальної антени;

$La\phi$ – втрати в антенно-фідерному тракці;

T – шумова температура всієї системи.

Крім втрат у вільному просторі, ще потрібно також враховувати додаткові втрати: поляризаційні, іоносферні, втрати з урахуванням похибки наведення антен та втрати в атмосферних опадах.

Після розрахунку G_a , $EIBП$, G/T наступним етапом розраховується найголовніший параметр системи - це співвідношення “сигнал/шум” [2]:

$$S/N = G/T + EIBП - \sum L - k \quad (4)$$

$$\sum L = La\phi - Ln - Li - L_n - Lo \quad (5)$$

де Ln – поляризаційні втрати;

Li – іоносферні втрати;

L_n – похибка наведення антен;

Lo – втрати в опадах;

k – стала Больцмана (-228.6 дБВт/К/Гц).

Рівень енергії на біт інформації розраховується за формулою [2]:

$$Eb/No = S/N - 10 * \log R \quad (6)$$

де R – швидкість передачі (біт/с).

Результат порівнюється з мінімально необхідним в залежності від швидкості передачі.

Забезпечення необхідного співвідношення “сигнал/шум” в першу чергу залежить від таких параметрів, як: смуга радіочастот; потужність випромінювання; тип модуляції; метод кодування та інше.

Із зазначених вище етапів розрахунку радіолінії “космос-Земля” та запропонованої моделі отримуємо наступні результати:

1) $EIBП = 11,5$ дБВт;

2) $L_{en} = -166,4$ дБ;

3) $G/T = 6,7$ дБ/К;

4) $S/N = 72,9$ дБГц

5) $Eb/No = 12,8$ дБ

Отриманий рівень енергії на біт інформації 12,8 дБ (зі швидкістю передачі

1000 Кбіт/с) є достатнім при необхідному 10,5 дБ (для модуляції BPSK).

В університеті розробляється університетський супутник з оптичною системою з керованим оптичним збільшенням для зйомок земної поверхні. Розрахований розмір одного знімка 5 Мбайт. Середньомісячний час зв'язку за добу для наземної станції, розташованої у середніх широтах (м. Дніпро), розрахований у програмі Орбітрон та складає 35 хвилин [3], тоді зі швидкістю 1000 Кбіт/с можливо передавати до 50 знімків за добу.

Висновки

Запропонована модель радіолінії “космос-Земля” на базі фазованої антенної решітки з можливістю керування напрямком випромінювання антени, яка дозволяє в умовах обмеженої енергетики і габаритів підвищити інформативність радіоканалу з низькоорбітального університетського наносупутника.

Використання фазованої антенної решітки і перехід в S-діапазон дозволило за меншими габаритами дозволило підвищити коефіцієнт підсилення антени і швидкість передачі інформації у сеансах зв'язку.

Проведені розрахунки показали можливість передачі до 50 знімків земної поверхні за добу при встановленні запропонованої радіолінії “космос-Земля” на університетському наносупутнику.

Бібліографічні посилання

1. Антипенко Р. В., Першин М. О., Смоков Є. О. Оптимізація радіолінії супутникового зв'язку. *Міжнародна науково-технічна конференція “Радіотехнічні поля, сигнали, апарати та системи”, розділ “Телекомунікація, радіолокація, навігація”*. Київ. 2016 р. – С. 165–167. URL: http://www.kivra.kpi.ua/wp-content/uploads/file/rtpsas_2016/RTPSA_S_2016_s5_t13.pdf.
2. AMSAT/IARU Annotated Link Model System. Jan A. King. URL: http://www.amsatuk.me.uk/iaru/AMSAT-IARU_Link_Model_Rev2.5.3.xls.

3. Себастьян Стофф, програма
«Орбітрон» версія 3.71 - 2005.09.08 р.
URL: <http://www.stoff.pl/>

Надійшла до редколегії 20.11.2019 р.

Відомості про авторів



Савченко Ігор Дмитрович,
Україна. Дніпровський
національний університет
ім. Олесь Гончара.
Старший викладач.
Сфера інтересів – системи
телекомунікацій



Кулабухов Анатолій
Михайлович, Україна.
Дніпровський національний
університет ім. Олесь
Гончара. Завідувач кафедри
систем автоматизованого
управління, кандидат
технічних наук, доцент.
Сфера інтересів - системи
керування і телекомунікації



Масальський Віктор
Олександрович,
Україна. Дніпровський
національний університет ім.
Олесь Гончара.
Аспірант.
Сфера інтересів –
супутниковий зв'язок



Тищенко Арамаїс
Вікторович,
Україна. Дніпровський
національний університет ім.
Олесь Гончара.
Аспірант.
Сфера інтересів - системи
керування і телекомунікації

ВОПРОСЫ ХИМИИ И ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ РЕЗИНОВЫХ СМЕСЕЙ ДЛЯ ВНУТРЕННЕГО ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

Т. А. Манько¹, К. В. Козис²

¹ Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

² ГП «Конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля

Анотация. Одна з особливостей ракетної техніки – високий темп ускладнення і оновлення конструкцій у зв'язку з тактико-технічними вимогами до них, що постійно зростають. Кожне покоління ракетно-космічних виробів характеризується новим комплексом конструктивно-технологічних параметрів і новими матеріалами з більш високими властивостями. Вирішення усієї сукупності конструкторських і технологічних завдань під час розроблення, створення й експлуатації космічних апаратів неможливо без широкого розвитку та впровадження нових матеріалів, що мають ряд характеристик, необхідних для виробів сучасної техніки. Найпоширеніші і найскладніші конструкції сучасної техніки – це ракетні двигуни твердого палива (РДТТ) з полімерних композиційних матеріалів. Під час їх створення одним з основних завдань є розроблення внутрішнього теплозахисного покриття корпусу ракетного двигуна твердого палива. На цей час на Державному підприємстві «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля» проводять роботи зі створення ракетних двигунів твердого палива. Розроблення їх внутрішніх теплозахисних покриттів з використанням матеріалів із заданими вимогами і в основному вітчизняного виробництва є важливим науково-технічним завданням. Стаття присвячена аналізу компонентів та інгредієнтів для гумових сумішей, які забезпечують властивості та основні функції внутрішнього теплозахисного покриття корпусу ракетного двигуна твердого палива. У статті відображені основні результати робіт, які пов'язані з розробкою рецептурного складу та технології виготовлення еластомерного матеріалу, котрий використовують при виготовленні внутрішнього теплозахисного покриття корпусів ракетних двигунів твердого палива із полімерних композиційних матеріалів.

Ключові слова: ВНУТРІШНЄ ТЕПЛОЗАХИСНЕ ПОКРИТТЯ, РАКЕТНИЙ ДВИГУН ТВЕРДОГО ПАЛИВА, ГУМОВА СУМІШ.

Анотация. В статье отражены основные результаты работ, связанные с разработкой рецептурного состава и технологии изготовления эластомерного материала, используемого при изготовлении внутреннего теплозащитного покрытия корпусов ракетных двигателей твердого топлива из полимерных композиционных материалов.

Ключевые слова: ВНУТРЕННЕЕ ТЕПЛОЗАЩИТНОЕ ПОКРЫТИЕ, РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА, КАЛАНДРОВАННАЯ РЕЗИНОВАЯ СМЕСЬ.

Abstract. One of specific features of rocket engineering – is the high rate of sophistication and renewal of structures due to constantly growing operational and technical specifications imposed to them. Every generation of rocket and space products features a new complex of design and processing parameters and new materials possessing higher properties. It is impossible to resolve the entire scope of design and processing tasks in course of development, creation and operation of spacecraft without extend development and infusion of new materials which possess a number of required characteristics imposed to state-of-the-art technology products. The most widespread and sophisticated structures of modern technology – are solid-propellant rocket motors (SPRM) made of polymer composite materials. One of the major tasks associated with their creation is development of the internal thermal protection coating of solid-propellant rocket motor casing. State enterprise Yuzhnoye Design Office named after M.K. Yangel is currently carrying out works on creation of solid-propellant rocket motors. Development of their internal thermal protection coatings using mainly domestically produced materials with specified requirements is a scientific and technological task of high importance which confirms the relevance of dissertational research. The article is devoted to the analysis of components and ingredients for rubber compounds, which provide the properties and basic functions of the thermal protective covering of solid propellant rocket engine. The article shows the main results of the work related to the development of prescribed composition and technology of manufacturing of elastomeric material which used in the manufacture of internal heat-resistant coating of solid-propellant rocket engines made of polymer composite materials.

Keywords: THERMAL PROTECTIVE COVERING, SOLID PROPELLANT ROCKET ENGINE, RUBBER COMPOUND

Введение

Одной из перспективных разработок предприятий ракетно-космических комплексов являются ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ). При проектировании и изготовлении корпусов ракетных двигателей твердого топлива особое внимание уделяется проблеме создания внутреннего теплозащитного покрытия из эластомерных материалов [1].

До настоящего времени при изготовлении корпусов РДТТ основной составляющей внутреннего теплозащитного покрытия являлись резиновые смеси типа 51-2058, 51-1620, 51-2110, 51-2147, поставки которых ограничены в связи с импортозамещением. Кроме того, практически все рецептуры этих составов были разработаны в середине XX века и их использование в современных конструкциях нецелесообразно ввиду изменений технологии производства компонентов.

При разработке современных ракетных двигателей существует проблема создания отечественных аналогов специальных резиновых смесей для внутреннего теплозащитного покрытия.

Постановка задачи

Предметом данной работы является анализ компонентов и ингредиентов для резиновых смесей, которые обеспечивают свойства и основные функции внутреннего теплозащитного покрытия корпуса ракетного двигателя твердого топлива.

Решение задачи

ГП «КБ Южное» им. М.К. Янгеля совместно с ГП «УНИКТИ «ДИНТЭМ» проводят работы по выбору материалов, в частности подбора компонентов и ингредиентов для рецептурных составов резиновых смесей и изготовлению опытных образцов внутреннего теплозащитного покрытия. Особое внимание уделяется сырьевой базе материалов, исследованию их физико-механических и теплофизических характеристик в соответствии с требованиями, предъявляемыми к резиновым смесям для изготовления

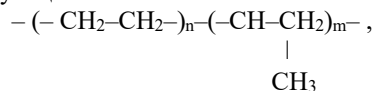
внутреннего теплозащитного покрытия [3].

Основным сырьем резиновой промышленности являются каучуки и от его выбора, при разработке рецептурного состава резиновой смеси, в конечном итоге, зависит комплекс свойств материала.

При разработке рецептурного состава резиновой смеси для внутреннего теплозащитного покрытия в качестве основы были рассмотрены этиленпропиленовые сополимеры и литьевые полиуретановые каучуки.

Выбранные этиленпропиленовые каучуки (СКЭПТ-40,50) состоят из чередующихся звеньев этилена и пропилена, содержащие небольшие количества (0,9-2,0 %) диенов. В качестве исходных диенов могут применяться: дициклопентадиен, 1,5-циклооктадиен и др.

Структурная молекула каучука следующая:



где n и m от 8 до 12.

Этиленпропиленовые и этиленпропилендиеновые каучуки обладают высокой озоно-, кислородо-, погодо-, теплостойкостью, стойкостью к ряду агрессивных сред (спирты, гликоли, кетоны, эфиры, гидравлические жидкости, щелочи, кислоты). Эти сополимеры характеризуются диэлектрическими показателями, достаточно высокой прочностью на разрыв, эластичностью к отскоку, повышенным сопротивлением к истиранию.

Альтернативным решением при выборе основы резиновой смеси могут быть низкомолекулярные уретановые каучуки холодного отверждения (СКУ). Путем рецептурных приемов можно получать покрытия, широко различающиеся по твердости, эластичности и прочности. Резины из СКУ характеризуются высокими механическими показателями, высокой износостойкостью, стойкостью к набуханию в маслах, различных топливах и растворителях, озоно-, светостойкостью, радиационной и вибростойкостью. [4].

Уретановые каучуки получают взаимодействием простых и сложных

полиэфиров, содержащие концевые гидроксильные группы с диизоцианатами

Для того чтобы придать резиновой смеси те или иные свойства, в ее рецептурный состав необходимо ввести различные ингредиенты.

Все ингредиенты должны быть высокой степени дисперсности, иметь минимальное содержание влаги и летучих веществ, не иметь посторонних механических примесей и включений, а также минеральных кислот и растворимых в воде минеральных солей, быть стабильными в условиях хранения и нетоксичными.

В зависимости от специфики действия компонентов и влияния их на свойства резиновой смеси ингредиенты делятся на следующие группы:

- вулканизирующие вещества или вулканизирующие агенты;
- ускорители вулканизации;
- активаторы, наполнители или усилители;
- пластификаторы (мягчители);
- противостарители;
- ингредиенты специального назначения.

Вулканизирующие системы. При разработке рецептурных составов резиновых смесей были рассмотрены неорганические и органические вулканизирующие агенты.

В качестве неорганических агентов рассмотрены сера и оксиды металлов.

Основным вулканизирующим веществом непереломных (содержащих двойные связи) каучуков является сера, содержащаяся в смеси в количестве до 3% от массы каучука. При вулканизации наблюдается постепенное изменение свойств каучука, причем, в начале вулканизации свойства изменяются быстро, а затем медленно. Резко повышаются прочность при растяжении, теплостойкость, эластичность, стойкость каучука к старению, и к продолжительному воздействию окружающей среды (кислорода, воздуха и др.), химическая стойкость. При вулканизации серой каучук теряет способность растворяться: он только набухает в растворителях. Степень набухания (изменение массы) зависит от

степени вулканизации, от природы каучука и других ингредиентов резины.

Также в качестве вулканизирующих агентов каучуков применяют некоторые оксиды металлов. Наибольшее практическое применение имеют оксиды магния, цинка, двуокись свинца.

Оксид магния (MgO) применяется в качестве активатора ускорителей вулканизации – дифенилгуанидина (ДФГ) и действует как усилитель, снижающий теплообразование резин.

Оксид цинка (ZnO) применяется совместно с оксидом магния и замедляет действие ускорителей вулканизации щелочного характера, уменьшает опасность подвулканизации.

Оксид свинца применяется для вулканизации только бутадиен-нитрильных и полисульфидных каучуков.

В качестве органических вулканизирующих агентов применяются разные классы соединений. Для вулканизации этиленпропиленовых каучуков можно применять органические перекиси, N,N' – дитиодиморфолин (ДДТМ) или пероксидные соединения.

N,N' – дитиодиморфолин – серый или коричневый порошок с температурой плавления 124-126⁰С. ДДТМ при температуре вулканизации распадается на связи S – N с выделением активной серы. Резины, получаемые при такой вулканизации, характеризуются более высоким сопротивлением старению и меньшей склонностью к преждевременной вулканизации.

Вулканизация каучуков пероксидами протекает по свободному механизму, при этом возникающие полимерные радикалы взаимодействуют между собой, образуя поперечные связи –C–C–, которые обуславливают более высокую стойкость вулканизатов к тепловому старению. К наиболее распространенным пероксидам, используемых в резиновой промышленности относятся: перекись бензоила, перекись дикумила, перекись 2,4-дихлорбензоила, перекись изопробилбензола.

Следующая группа ингредиентов рецептурного состава резиновой смеси –

ускорители вулканизации.

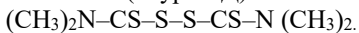
В настоящее время, в основном, применяются органические ускорители, которые по своему химическому составу подразделяются на следующие классы: дитиокарбаматы, тиурамы, тиазолы, сульфенамиды, гуанидины.

Дитиокарбаматы – $(RR'N-CS-S)Me$, где RR' – арил или другой радикал, Me – металл ил атомность радикала.

Ускорители этой группы относятся к ультраускорителям и проявляют свое действие при температуре ниже $100^{\circ}C$.

Тиурамы – $RR'N-CS-S_n-CS-NR''R''$.

Тиурамы получают окислением дитиокарбаматов окислами азота, хлора или брома. В промышленности наиболее распространенным ускорителем данного класса является (тиурам Д):



Тиурам Д является ультраускорителем, его критическая температура действия $105-125^{\circ}C$. Резиновые смеси с тиурамом обладают склонностью к полувулканизации. В дозировке 3-5% тиурам применяют в производстве теплостойких резин.

Тиазолы – гетероциклические соединения, характеризующиеся наличием цикла, в состав которого входит сера.

Важнейший ускоритель этого класса – меркаптобензтиазол, называемый «каптакс», являющийся одним из наиболее распространенных в резиновой промышленности. Каптакс придает резинам хорошее сопротивление старению, имеет широкое плато вулканизации (период времени, в течение которого не наблюдается резких изменений свойств).

Другим ускорителем этой группы является 2,2-дибензтиазолилдисульфид – альтакс, получаемый окислением каптакса. Он придает резиновым смесям высокую стойкость к преждевременной вулканизации. При высокой температуре вулканизации разлагается с образованием каптакса.

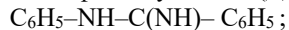
Сульфенамиды $-R-S-NR''R''$, где R – тиазолил, бензтиазолил, остаток карбаминовой кислоты и др.; $R'R$ – алкил, арил и другие радикалы.

При изготовлении резиновых смесей

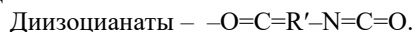
широкое применение нашли ускорители торговых марок Сульфенамид Ц и Сульфенамид М.

Резиновые смеси с сульфенамидами имеют замедленный начальный период вулканизации и поэтому обладают повышенной устойчивостью к преждевременной вулканизации. Сульфенамиды значительно повышают модуль и прочность при растяжении вулканизатов.

Гуанидины $-NH_2-C(NH)-NH_2$, самостоятельно не применяется в рецептурном составе резиновой смеси, вследствие своей нестойкости. В качестве ускорителей применяют производные гуанидина – дифенилгуанидин, трифенилгуанидин, ди-о-толилгуанидин. Из них наибольшее распространение получил дифенилгуанидин (ДФГ):



ДФГ часто применяют вместе с каптаксом или альтаксом, сильно активируя его действие.



Одним из распространенных типов диизоцианатов является толуол-2,4-диизоцианат (толуилендиизоцианат) $OCN-C_6H_4(NCO)-CH_3$, применяемый для литьевых полиуретанов. Образование сетчатой структуры (вулканизации) осуществляется в результате взаимодействия концевых изоцианатных групп $-N=C=O$ с уретановыми $-NH-$ группами полимера. Отличительной особенностью литьевых полиуретановых (СКУ-7А, СКУ-ПФЛ) является практически одновременное протекание их синтеза и образование поперечных связей, вследствие чего не требуется проведение специального процесса вулканизации.

Для придания резиновой смеси обрабатываемости, а также изменению ее механических свойств, увеличения электрической проводимости, химической и теплостойкости, в ее рецептурный состав необходимо ввести следующие ингредиенты-наполнители – **активаторы**.

Существующие наполнители для резиновых смесей подразделяются на активные и неактивные. Наиболее распространенным активным наполнителем

является технический углерод, который играет особо важную роль в резиновых смесях на основе синтетических некристаллизующихся каучуков. Основным сырьем для получения технического углерода служат жидкие углеводородные масла нефтяного и каменноугольного происхождения, и газообразные углеводороды.

При разработке резиновых смесей для внутреннего теплозащитного покрытия РДТТ были проведены исследования различных марок техуглерода: N 220, N 330, N 550. В результате анализа установили, что использование техуглерода марок N, выпускаемого по международной классификации, приводит к повышению качества резин и изделий из них.

Наиболее активными неорганическими наполнителями являются высокодисперсные кремнекислоты. Кремнекислота состава $\text{SiO}_2 \cdot n\text{H}_2\text{O}$ выпускается различных марок: У-333, БС-50, БС-150, БС-280, аэросил, А-175, А-300, А-380.

Вулканизаты с активными кремнекислотами превосходят по сопротивлению старению вулканизаты, содержащие технический углерод. Резины с «белой сажи» БС-50 или БС-150 обладают высокими электроизоляционными показателями. Кремнекислоты значительно улучшают каландруемость резиновых смесей, понижают их усадку. Эффект действия наполнителей зависит как от природы, свойств наполнителя и каучука, так и от условий их применения. Комбинируя различные виды технического углерода с кремнекислотами в резиновой смеси и их оптимальные дозировки, можно добиться получения вулканизатов с заданными свойствами.

Следующая группа ингредиентов, которые обеспечивают основные свойства резиновых смесей – **пластификаторы**. Пластификаторы – вещества, облегчающие изготовление и обработку резиновых смесей, снижающие температуру текучести и повышающие их пластичность.

В зависимости от происхождения мягчители подразделяются на следующие группы:

- вещества, получаемые из нефти;
- продукты переработки каменного угля;
- жирные кислоты;
- синтетические мягчители.

Мягчители – продукты переработки нефти. При разработке резиновых смесей были выбраны огнестойкие мягчители – хлорированные парафиновые углеводороды. К ним относятся твердый парафин ХП-1100, содержащий 70% хлора, который придает резинам способность к самозатуханию. Жидкий парафин ХП-333, содержащий 24% хлора, который применяют для частичной замены дибутилфталата.

Мягчители – продукты переработки каменного угля. К этой группе мягчителей относятся кумароноинденные смолы (КИС). КИС – обладают хорошей теплопроводностью и высокими диэлектрическими свойствами. Они улучшают обрабатываемость резиновых смесей на производственном оборудовании, повышают клейкость и адгезию к тканям и металлам, повышают сопротивление раздиру и разрастанию трещин вулканизатов.

Мягчители – жирные кислоты. Жирные кислоты – поверхностно - активные вещества (ПАВ), которые адсорбируясь на поверхности частиц наполнителей, образуют мономолекулярный слой. Они препятствуют агломерации наполнителей и способствуют диспергированию их в резиновой смеси. Типичным представителем жирной кислоты является стеариновая кислота $\text{C}_{17}\text{H}_{35}\text{COOH}$. Техническая стеариновая кислота (стеарин) всегда содержит примесь других жирных кислот – олеиновой и пальмитиновой.

Синтетические мягчители. К синтетическим мягчителям относятся эфиры, полидиены, алкилфенолоформальдегидные смолы. Синтетические мягчители обладают хорошими пластифицирующими свойствами и способностью повышать морозостойкость вулканизатов. Особенно широкое распространение в качестве синтетических мягчителей получили дибутилфталат и дибутилсебацат.

Поскольку при хранении и эксплуатации резиновых смесей происходит неизбежный процесс старения, приводящий к снижению их свойств, в рецептурный состав резиновых смесей вводятся **противостарители**, которые замедляют окисление и старение.

Существует много различных химических противостарителей, которые относятся к ароматическим аминопроизводным, алкифенолам и производным дигидрохинолина. Все они содержат аминные и гидроксильные группы с подвижным атомом водорода.

Ароматические аминопроизводные. К этой группе принадлежат противостарители, относящиеся к вторичным ароматическим аминам и диаминам. Типичным представителем является фенил-β-нафтиламин (неозон Д). Он эффективно защищает каучук и резины от теплового старения, повышает стойкость резин при многократных деформациях. Применяется в количестве 0,5-2% от массы каучука.

Производные дигидрохинолина. Эти противостарители обладают свойствами антизонатов, защищают резину от светоозонового и атмосферного старения. Универсальным противостарителем данного типа является поли-2,2,4-триметил-1,2-дигидрохинолин (ацетонанил).

По защитному действию ацетонанил превосходит неозон Д и параксинеозон.

При создании рецептурного состава резиновой смеси для внутреннего теплозащитного покрытия РДТТ

выбирались **ингредиенты специального назначения**, которые существенно увеличат стойкость резинового покрытия к воздействию высоких температур, огнестойкость, высокую адгезию к металлам и клеям. Такими добавками служили – фенолформальдегидные смолы и антипрены.

Фенолформальдегидные смолы применяют для улучшения обрабатываемости смесей и повышения теплостойкости. В зависимости от содержания смолы можно получать вулканизаты от мягких эластичных до твердых эбонитоподобных.

Для повышения огнестойкости в резиновые смеси вводят антипрены. К числу антипренов относят трехокись сурьмы и хлорпарафины. Их совместное применение повышает огнестойкость резиновых смесей.

В результате проведения научно-исследовательской работы и анализа компонентов и ингредиентов для резиновой смеси совместными усилиями ГП «КБ «Южное» и ГП «УНИКТИ «ДИНТЭМ» разработаны рецептурные составы и изготовлены опытные образцы резины для внутреннего теплозащитного покрытия РДТТ. Составлены основные рецептуры опытных заправок резиновых смесей и проведена оценка их физико-механических и теплофизических характеристик. В табл. 1 приведены физико-механические и теплофизические показатели опытных образцов разработанных рецептурных составов [5].

Таблица 1 – Физико-механические и теплофизические показатели опытных образцов рецептурных составов резиновых смесей

№ п/п	Наименование показателя	Требования	Опытные образцы 5 рецептурных составов				
			1	2	3	4	5
1	Предел прочности при растяжении, кгс/см ² , не менее	80	80	90	85	93	101
2	Относительное удлинение при разрыве, %, не менее	460	500	600	650	650	690
3	Относительная остаточная деформация, %, не более	40	42	43	44	40	38
4	Плотность, г/см ³	1,02-1,08	1,05	1,1	1,08	1,07	1,03
5	Твердость, ед. ШорА	-	50	52	55	58	58
6	Теплоемкость, Дж/(кг·град)	0,058	0,053	0,051	0,051	0,054	0,057
7	Коеф.теплопроводности, Вт/(м·К)	0,2435	0,2136	0,2402	0,2250	0,2230	0,2430

Как следует из данных табл. 1, все опытные варианты резины по физико-механическим и теплофизическим показателям соответствуют заданным требованиям. При этом удовлетворительным комплексом свойств обладает резина с рецептурным составом 5. Разработанная рецептура использовалась для изготовления резиновых смесей для внутреннего теплозащитного покрытия РДТТ.

Для обеспечения основных функций внутреннего теплозащитного покрытия – защиты от воздействия температурных деформаций, обусловленных различными коэффициентами термического расширения материалов корпуса и твердого топлива и тепловой защиты корпуса от воздействия

высокотемпературной газовой среды в процессе работы изделия, разработана технология послойного формования из резиновой смеси толщиной от 3 до 14 мм. Для обеспечения заданной толщины использовали каландрованную резиновую смесь разработанной рецептуры.

Каландрованную резиновую смесь изготавливали на смесительных вальцах ЛБ 320 $\frac{160}{160}$ при температуре валков (30-40)⁰С.

Для получения заготовок каландрованного резинового полотна заданной толщины разработана и отработана технология его изготовления на 5-валковом каландре 5-200-600Л (табл. 2).

Таблица 2 Технические характеристики каландра 5-200-600Л

Наименование параметра	Номинальная величина
Диаметр валков, мм	200
Длина валков, мм	600
Количество валков, шт.	5
Наибольший зазор между валками, мм	10
Окружная скорость 5-го валка, м/мин	
а) минимальная	5,42
б) максимальная	16,5
Наименьшая частота вращения 3-го валка (приводного), об/мин	8,474
Наименьшая окружная скорость 3-го валка, м/мин	5,33

В табл. 3 представлены данные по качеству каландрованного полотна резиновой смеси при различных температурах каландрования.

После серии экспериментов и анализа полученных результатов установлено, что увеличение температуры валков с 50 до 85⁰С и скорости каландрования в пределах от 3 до 5 м/мин возможно, получить ровное,

без пузырей, пор и трещин полотно, пригодное для дальнейших технологических операций (раскройки, сборки изделия по элементам) и формования внутреннего теплозащитного покрытия.

Разработанный режим каландрования позволяет получать резиновую смесь толщиной от 0,5 до 2 мм [6].

Таблица 3 – Показатели качества поверхности каландрованного полотна, полученного при различных режимах каландрования

№ п/п	Температура валков каландра, ⁰ С				Скорость каландрования, м/мин	Качество поверхности полотна
	Верхний №2	Средний №3	Нижний №4	Выносной №5		
1	55	50	55	50	3	Неровности, шубление, пузыри, поры, калибр переменный
2	65	60	65	60	4	Неровности, пузыри, поры, калибр переменный
3	75	70	75	70	5	Поверхность неоднородная, пузыри, калибр переменный
4	85	80	90	85	5	Поверхность ровная, без пузырей и пор, калибр постоянный

Выводы

В результате научно-исследовательской работы проведен анализ компонентов и ингредиентов, которые обеспечивают свойства и основные функции внутреннего теплозащитного покрытия корпуса ракетного двигателя твердого топлива. Создан рецептурный состав каландрованной резиновой смеси, отработана технология ее изготовления и каландрования. Разработанная каландрованная резиновая смесь рекомендована для применения в качестве внутреннего теплозащитного покрытия перспективных ракетных двигателей твердого топлива разработки ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля.

Библиографические ссылки

1. Ф. П. Санин, Л. Д. Кучма, Е. А. Джур, А. Ф. Санин. Твердотопливные ракетные двигатели. Материалы и технологии: учеб. пособие. Днепропетровск: Изд-во Днепропетр. ун-та, 1999. 320 с.
2. L. B. Keller, S. A. Allinikov, A. Olevitch, S. S. Schwartz. Space rigidized resin fiberglass sandwich materials. Journal of Spacecraft and Rockets. Vol. 3. Issue 4, 2006. pp. 513 – 518.
3. К. В. Козис, Т. А. Манько, А. М. Потапов, И. А. Гусарова. Теплофизические характеристики резины марки 1001 для внутреннего теплозащитного покрытия ракетных твердотопливных двигателей. Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. Аэрокосм. Ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». Вып. 1 (85). 2016. С. 94-100.
4. Ю. Б. Дубинкер, А. А. Донской. Эластомерные теплозащитные

материалы. Обзор Всерос. Ин-т авиац. Материалов. М., 1969. 320 с.

5. Козис К. В. Приоритетные вопросы импортозамещения при разработке внутреннего теплозащитного покрытия корпусов ракетных твердотопливных двигателей: сб. тез. докл. IV-й Всеукраинский форум студентов, аспирантов и молодых ученых (Днепр, 27-28 апр. 2017 г.). Днепр, 2017. С. 237.
6. Т. А. Манько, К. В. Козис, А. М. Потапов, А. И. Скоков, С. П. Лавриненко. Разработка эластомерного материала для внутреннего теплозащитного покрытия ракетного двигателя твердого топлива. Механика гироскопических систем: сб. науч. тр. Киевского политехнического института. Вып.4. 2017. С.68-75.

Надійшла до редколегії 25.02.19



Манько Тамара Антоновна, Україна. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара. Професор кафедри технології виробництва, доктор технічних наук. Сфера інтересів – композиційні і теплозахисні матеріали.



Козис Кристина Вікторівна, Україна. Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля. Ведущий инженер, кандидат технических наук. Сфера интересов – композиционные и теплозащитные материалы РКТ.

ОЦІНКА РЕЗУЛЬТАТІВ ВИПРОБУВАНЬ НА НАДІЙНІСТЬ РАКЕТНОГО ДВИГУНА НА ОСНОВІ ЛОГІКО-ЙМОВІРНІСНОГО МЕТОДУ

С. М. Подольчак

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара,
пр. Гагаріна 72, м. Дніпро, 49010, Україна*

Аннотация. Предложен логико-вероятностный метод оценки результата испытания, который основывается на теории доказательств Демпстера-Шафера с некоторыми допущениями, не влияющими на конечный результат. В настоящее время остро стоит вопрос о создании новых образцов ракетной техники в связи со сменой конъюнктуры на международном и внутреннем рынке. При создании новых образцов необходимо уделять особое внимание уровню их надежности, но и не забывать учитывать финансовую составляющую проектов по разработке и изготовлению изделий. В связи с этим, в данный момент проводятся исследования не только в направлении повышения надежности сложных технических систем, к которым относятся и ракетные двигатели, но и в направлении снижения стоимости их доводки. Один из вариантов исследований в данном направлении и был предложен автором в данной работе. Целью работы и исследования в целом была задача продемонстрировать возможности выбранного метода для оценки результатов испытаний, по которым можно было бы сделать выводы об успешности проведения самих испытаний. Как показали исследования, логико-вероятностный метод оценки результатов испытаний на основе теории доказательств Демпстера-Шафера из-за недостаточного объема априорной информации возможно применить при разработке новых образцов ракетных двигателей, но только в узком направлении. Более широко данный метод можно использовать при проектировании изделий на основании накопленного опыта (объема информации) по существующим уже аналогам. Теорию доказательств Демпстера-Шафера возможно применить и на более ранних этапах проектирования, но только в сочетании с другими моделями надежности.

Ключевые слова: НАДЕЖНОСТЬ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ, ИСПЫТАНИЯ НА НАДЕЖНОСТЬ, ТЕОРИЯ ДЕМПСТЕРА-ШАФЕРА, ФУНКЦИЯ ДОВЕРИЯ, ФУНКЦИЯ ПРАВДОПОДОБИЯ.

Анотация. В роботі розглянуто один із логіко-ймовірнісних методів оцінки результатів випробувань, який базується на теорії доказів Демпстера-Шафера, на основі якої можлива побудова модернізованого, за допомогою додаткових моделей, методу оцінки результатів випробувань ракетного двигуна. Даний метод дозволить прийняти або відкинути гіпотезу про успішність проведення випробувань.

Ключові слова: НАДІЙНІСТЬ РАКЕТНОГО ДВИГУНА, ВИПРОБУВАННЯ НА НАДІЙНІСТЬ, ТЕОРІЯ ДЕМПСТЕРА-ШАФЕРА, ФУНКЦІЯ ДОВІРИ, ФУНКЦІЯ ПРАВДОПОДІБНОСТІ.

Abstract. A logical-probabilistic method for evaluating the test result is proposed, which is based on the theory of evidence of Dempster-Schafer with some assumptions that do not affect the final result. Currently, there is an acute question of creating new types of rocket technology in connection with a change in the situation on the international and domestic market. When creating new samples, it is necessary to pay special attention to the level of their reliability, but also remember to take into account the financial component of projects for the development and manufacture of products. In this regard, research is currently being conducted not only in the direction of increasing the reliability of complex technical systems, which include rocket engines, but also in reducing the cost of their refinement. One of the research options in this direction was proposed by the author in this work. The aim of the work and research as a whole was to demonstrate the capabilities of the chosen method for evaluating the test results, according to which it would be possible to draw conclusions about the success of the tests themselves. As studies have shown, the logical-probabilistic method for evaluating test results based on the Dempster-Schafer theory of evidence, due to the lack of a priori information, can be used in the development of new rocket engine models, but only in a narrow direction. More widely, this method can be used in the design of products based on accumulated experience (amount of information) on existing analogues. Dempster-Schafer proof theory can be applied at earlier design stages, but only in combination with other reliability models

Keywords: RELIABILITY OF THE ROCKET ENGINE, RELIABILITY TESTS, DEMPSTER-SAFER THEORY, TRUST FUNCTION, LIKELESS FUNCTION

Вступ

На ранньому етапі проектування нових зразків ракетних двигунів виникають проблеми як при оцінці надійності нового виробу, так і з прогнозуванням результатів випробувань, які пов'язані з недостатнім об'ємом інформації для проведення необхідних розрахунків.

В даний час гостро стоїть питання про створення нових зразків ракетної техніки в зв'язку зі зміною кон'юнктури на міжнародному та внутрішньому ринку. При створенні нових зразків необхідно приділяти особливу увагу на рівні їх надійності, але і не слід забувати враховувати фінансову складову проектів з розробки та виготовлення виробів.

У зв'язку з цим, в даний момент проводяться дослідження не тільки в напрямку підвищення надійності складних технічних систем, до яких відносяться і ракетні двигуни, а й у напрямку зниження вартості їх доведення.

Висновки про доцільність доробки окремих вузлів та агрегатів РД можливо зробити якщо випробування класифікуються як «залікові». А про це можливо судити тільки за результатами самих випробувань. Такі результати можливо отримати тільки у разі залікових випробувань, тобто випробувань, за результатами яких можуть бути зроблені висновки про відповідність (або невідповідність) ракетного двигуна вимогам, відносно основних параметрів і стану матеріальної частини після випробування [1].

У свою чергу залікові випробування, згідно з ДСТУ 2860-94 можуть бути: успішними та неуспішними. Успішні випробування - випробування, при яких значення основних параметрів задовольняли вимогам технічної документації розроблювача двигуна, а матеріальна частина не мала несправностей, здатних привести до відмови виробу; неуспішні випробування - випробування, при яких значення основних параметрів не задовольняли вимогам розроблювача двигуна або

матеріальна частина мала несправності, які здатні привести до відмови виробу.

Випробування, за результатами яких не можуть бути зроблені висновки про відповідність (або невідповідність) ракетного двигуна вимогам відносно основних параметрів і стану матеріальної частини після випробування, або з аналізу результатів випробування впливає, що на його результат мали вплив особливості виготовлення двигуна, особливості підготовки і проведення випробування, характерні тільки для даного випробування, відносяться до «незалікових» випробувань.

При оцінці надійності двигуна використовують тільки результати залікових випробувань.

Постановка задачі

Метою дослідження, розглянутого в даній роботі, була можливість спрогнозувати успішний результат випробування на ранній стадії розробки ракетного двигуна за допомогою одного із логіко-ймовірнісних методів за недостатнього об'єму апріорної інформації.

Рішення завдання

Для вирішення поставленої задачі були зроблені деякі припущення, які б могли дещо полегшити вирішення поставленої задачі та суттєво не впливатимуть на загальний результат:

- на випробування поставлені вироби, виготовлені у відповідності до технічної документації;

- випробування проведені відповідно обраній програмі;

- відхилення у результатах обумовлені розроблювачем і замовником; на результати не вплинули особливості підготовки і проведення випробування.

Такі припущення дозволять нам зробити висновок, що результати випробувань будуть заліковими. Тобто, за цими результатами ми зможемо оцінити надійність ракетного двигуна. Але нам необхідно спрогнозувати, як саме завершилися випробування – успішно, чи

неуспішне. Щоб це зрозуміти побудуємо логіко-ймовірнісну модель надійності.

Для побудови логіко-ймовірнісної моделі використаємо теорію доказів Демпстера-Шафера, яка була використана у роботі [2]. Тоді, відповідно до теорії доказів Демпстера-Шафера висунемо дві гіпотези: гіпотезу H_0 , яка буде полягати у тому, що результати випробування можна оцінити як залікові успішні, та альтернативну їй – гіпотезу H_1 , яка буде полягати у тому, що результати випробування можна оцінити як залікові неуспішні.

Нехай, у ході випробування були отримані результати параметрів РД – X_i . Ці результати будуть складати множину A .

$$A = \{X_i | i = \overline{1, n}\} \quad (1)$$

Результати параметрів X_i , які будуть відповідати вимогам по надійності

$$P_n(X_i) \leq P(\alpha_i \leq X_i \leq \beta_i) \leq 1, \quad (2)$$

будуть складати множину B . Причому множина B буде підмножиною множини A , тобто $m \leq n$ і $B \subseteq A$.

$$B = \{X_j | j = \overline{1, m}\}, \quad (3)$$

де: X_j – значення параметрів за результатами випробувань, які задовольняють умові $(\alpha_i \leq X_i \leq \beta_i)$;

α_i та β_i – нижні та верхні межі значень параметра X_i .

Значення параметрів X_i , які не будуть відповідати вимогам по надійності (2), складуть ще одну множину – множину C , яка представляє собою різницю виразів (1) і (3) – $A \setminus B$, та має наступні властивості:

$$C \subseteq A;$$

$$C \cap B = \emptyset;$$

$$C \cup B = A.$$

Основу теорії Демпстера-Шафера складають три базові функції:

– частотна функція (базова ймовірність) m :

$$m(\emptyset) = 0, \quad \sum_{X_i \in A} m(X_i) = 1 \quad (4)$$

– функція довіри:

$$bel(B) = \sum_{B \subseteq A, X_i \in A} m(X_i) \quad (5)$$

– функція правдоподібності:

$$pls(B) = \sum_{B \cap A \neq \emptyset, X_i \in A} m(X_i) \quad (6)$$

Функція довіри та функція правдоподібності пов'язані між собою залежністю

$$pls(B) = 1 - bel(\overline{B}) \quad (7)$$

У роботі [3] представлено, що функції довіри $bel(B)$ (5) та правдоподібності $pls(B)$ (6) розглядаються як нижня та верхня межі інтервалу, який містить точне значення ймовірності $P(B)$, підмножини B :

$$bel(B) \leq P(B) \leq pls(B).$$

Але, якщо функція довіри $bel(B)$ приймає значення від 0 до 1, і тут питань ніяких не виникає, то відповідно до залежності (7) функція правдоподібності $pls(B)$ може приймати значення 1 з якоюсь долею ймовірністю. А отже тут може виникнути неоднозначність, яка внесе труднощі у розрахунки. Подолати ці труднощі можна. Для цього до даної теорії Демпстера-Шафера необхідно буде ще додати якийсь метод. І найбільшої уваги заслуговує метод Байєсовських мереж [4].

В силу того, що Байєсовська мережа – це повна модель для змінних і їх відносин, вона може бути використана для того, щоб давати відповіді на ймовірні запитання. Наприклад, мережу можна використовувати, щоб отримати нове знання про стан підмножини змінних, спостерігаючи за іншими змінними (змінні-свідцтва). Це процес обчислення апостеріорного розподілу змінних по змінним-свідченням називають ймовірнісним висновком. Це наслідок дає нам універсальну оцінку для додатків, де потрібно вибрати значення підмножини змінних, яке мінімізує функцію втрат, наприклад, ймовірність помилкового рішення. Для більш повного уявлення про принцип побудови Байєсовської мережі краще було б використати модель «дерева відмов» [5]. Але так як у нас накладається всього дві умови, то можна його не будувати.

Для підтвердження гіпотези H_0 необхідно щоб за результатами випробування виконувалися наступні умови:

– кількість елементів (значень параметрів) множини B співпадала з кількістю

елементів (результатів випробувань) множини A , тобто $m = n$;
– виконувалися вимоги по надійності (2).

Позначимо виконання цих умов через U_1 та U_2 відповідно. Тоді, при прогнозуванні результатів випробування в умовах неоднозначності, отримаємо:

$$\left. \begin{aligned} P(U_1) &= \{0,1\} \\ P(U_2) &= \{0,1\} \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

де: 0 – умова не виконується; 1 – умова виконується.

Для більш повного уявлення про принцип побудови Байєсовської мережі краще було б використати модель «дерева відмов» [5]. Але так як у нас накладається всього дві умови, то можна його не будувати.

Проаналізувавши вираз (8) можна зробити висновок, що гіпотеза H_0 підтвердиться повністю тільки у випадку, коли будуть виконані обидві умови U_1 та U_2 , тобто:

$$\left. \begin{aligned} P(U_1) &= 1 \\ P(U_2) &= 1 \end{aligned} \right\} \Rightarrow P(H_0) = 1.$$

Висновки

Запропонована логіко-ймовірнісна модель на основі теорії доказів Демпстера-Шафера дозволила зробити висновок, що спрогнозувати результат випробування можливо тільки за певних умов.

Для більш точного прогнозу необхідно мати суттєвий об'єм інформації про результати випробувань виробів-аналогів.

На ранньому етапі створення нового виробу даний логіко-ймовірнісний метод, який базується на теорії доказів Демпстера-Шафера необхідно модернізувати за допомогою інших математичних моделей.

Бібліографічні посилання

1. ДСТУ 2860-94. Надійність техніки. Терміни та визначення. [Чинний від 1996-01-01]. Вид. офіц. Київ: Будстандарт України, 1994. 103 с.
2. Li, Zhi Qiang, et al. Reliability analysis of an engine under uncertainty based on D-S evidence theory and Bayesian network." *Journal of Mathematical Models in Engineering [MME]*, 2017, vol. 3, no. 2, P. 78-88
3. Л. В. Уткин. Анализ риска и принятие решений при неполной информации. СПб.: Наука, 2007. 404 с.
4. Wójcicki T. Use of Bayesian networks and augmented reality to reliability testing of complex technical objects. *Journal of KONBiN*, 2015, Vol. 35, No. 1, P. 179 - 190.
5. Габрінець В., Подольчак С. Оцінка надійності ракетного двигуна як складної технічної системи за недостатньої статистичної інформації. *Авіаційно-космічна техніка і технологія. Науково-технічний журнал*. Харків. 2018. №4 (148). С. 36–43. ISSN 1727-7337.

Надійшла до редколегії 14.11.2019р

Відомості про авторів



Подольчак Сергій Михайлович,
Україна, Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара.
Старший викладач
Сфера інтересів – надійність ракетних двигунів.

ПЕРСПЕКТИВИ ЗАСТОСУВАННЯ АНІЗОГРІДНИХ СІТЧАСТИХ СТРУКТУР В КОНСТРУКЦІЯХ АДАПТЕРІВ РАКЕТ-НОСІЇВ

В.А. Пророка, В.І. Ліповський

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна 72, м. Дніпро, 49010, Україна

Анотація. Досліджена ефективність використання анізотричних сітчастих структур в конструкціях ракет-носіїв, зокрема в адаптерах корисного вантажу. На конкретному прикладі конструкції адаптера, що експлуатуються проводиться її порівняння з анізотричним адаптером, який виготовляється з різних матеріалів – композитних, виконаних шляхом намотки, та металевих з використанням адитивних технологій. Ефективність конструкції адаптера оцінювалась за критерієм мінімуму маси при умові виконання вимог міцності та стійкості. Визначення початкових геометричних параметрів анізотричної сітчастої конструкції проведено за умови рівності критичних напружень для симетричного і несиметричного випадків втрати стійкості для моделі конструктивно-ортотропної оболонки. Розрахунки та порівняння виконано для композитних матеріалів – склопластик, вуглепластик, органопластик та боралюміній, а також металевих – АМГ6М, ВТ20. Перевірка геометричних параметрів розрахованих по моделі конструктивно-ортотропної оболонки показала, що вони не відповідають вимогам міцності та стійкості. Вибір геометричних параметрів працездатної конструкції адаптера виконано за допомогою чисельного експерименту методом кінцевих елементів. Геометрію сітчастої конструкції адаптера було параметризовано з забезпеченням варіативності двох геометричних розмірів поперечного перетину поздовжнього ребра та двох геометричних розмірів поперечного перетину верхнього шпангоута. Чисельний експеримент виконано для конструкцій з вуглепластику, та для металів АМГ6М, ВТ20. Результати розрахунків показали, що анізотричні сітчасті конструкції дають вигоду по масі адаптерів, який складає до 50% у порівнянні з конструкціями, які знаходяться в експлуатації.
Ключові слова: АНІЗОГРІДНІ КОНСТРУКЦІЇ, СІТЧАСТІ КОНСТРУКЦІЇ, АДАПТЕРИ РАКЕТ-НОСІЇВ, КОМПОЗИТНІ МАТЕРІАЛИ, АДИТИВНІ ТЕХНОЛОГІЇ.

Аннотация. Исследована эффективность применения анизотричных сетчатых структур в конструкциях ракет-носителей, в частности в адаптерах полезной нагрузки. На конкретном примере конструкции адаптера, который находится в эксплуатации, выполняется его сравнение с анизотричным адаптером, который изготавливается из разных материалов – композитных, выполненных путем намотки, и металлических с использованием аддитивных технологий.
Ключевые слова: АНИЗОГРІДНІ КОНСТРУКЦІЇ, СІТЧАСТІ КОНСТРУКЦІЇ, АДАПТЕРИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ, КОМПОЗИТНІ МАТЕРІАЛИ, АДДИТИВНІ ТЕХНОЛОГІЇ.

Abstract. The efficiency of using anisogrid lattice structures in launch vehicle designs, in particular in payload adapters, is investigated. On a specific example of the design of the adapter, which is in operation, it is compared with an anisogrid adapter, which is made of different materials - composite, made by winding, and metal using additive technologies. The performance of the adapter was evaluated by the criterion of minimum mass, subject to the requirements of strength and stability. The initial geometric parameters of the anisogrid lattice structure were determined under the condition that the critical stresses are equal for the symmetric and asymmetric cases of stability loss for the structural orthotropic shell model. Calculations and comparisons were made for composite materials - fiberglass, carbon fiber, organoplastic and boraluminium, as well as metal - AMG6M, BT20. Checking the geometrical parameters calculated on the model of structural orthotropic shell showed that they do not meet the requirements of strength and stability. The choice of geometric parameters of a working adapter design is made by numerical experiment with finite element method. The geometry of the lattice structure of the adapter was parameterized to ensure the variability of two geometric dimensions of the cross section of the longitudinal rib and two geometric dimensions of the cross section of the upper frame. The numerical experiment was performed for the constructions made of carbon plastic and for metals AMG6M, BT20. The results of the calculations showed that the anisogrid lattice structures give a gain on the weight of the adapters, which is up to 50% compared to the designs in operation.

Keywords: ANISOGRID STRUCTURES, LATTICE STRUCTURES, LAUNCH VEHICLE ADAPTER, COMPOSITE MATERIALS, ADDITIVE TECHNOLOGY.

Вступ

Зменшення маси конструкції залишається однією з найбільш актуальних проблем ракетно-космічної техніки. Особливо гостро стоїть питання зменшення маси конструкції верхніх ступенів ракет-носіїв, так як це дає на порядок більший приріст енергетичних характеристик ракети-носія. До конструкцій, що розташовуються на верхніх ступенях ракет-носіїв належать зокрема адаптери. Основним їх призначенням є кріплення корисного вантажу до конструкції ракети-носія. Також адаптери можуть виконувати деякі додаткові функції. Наприклад, містити у своєму складі системи відокремлення корисного вантажу, на них можуть бути встановлені прилади та прокладені мережі для обміну даними між системою керування ракети-носія та космічним апаратом тощо.

Одним із рішень, що в перспективі можуть дозволити суттєво зменшити масу конструкції ракети носія, може стати використання анізотропних та ізогрідних сітчастих структур замість існуючих.

Постановка задачі

Предметом даної роботи є аналіз ефективності використання анізотропних конструкцій у порівнянні з реальними конструкціями адаптерів, що експлуатуються на сучасних ракетах-носіях.

Аналіз існуючих конструкцій адаптерів та вимог, що до них висуваються. Конструкції сучасних адаптерів є різноманітними. Найчастіше адаптери являють собою конструкції циліндричної, а найчастіше конічної форми. Це можуть бути гладкі оболонки, оболонки підкріплені силовим набором (найчастіше стрингерами) або вони можуть представляти собою ферми, побудовані з трубчастих металевих чи композитних

стрижнів. Серед матеріалів найбільш поширеними є метали – сплави алюмінію АМг6М, АМг6Н, їх аналоги та титанові сплави. Все більшого поширення набувають композити, серед яких для адаптерів найбільш поширені вуглепластики на основі епоксидної смоли. З них виготовляють оболонки заданої форми шляхом безперервного намотування на спеціальних станках. Існують також адаптери, що мають у своїй будові декілька частин, що з'єднуються, при чому ці частини часто виготовляються з різних матеріалів (поєднання намотаної композитної оболонки та металевої частини).

На адаптер під час польоту діють різного роду навантаження, основні з яких зумовлені вагою закріпленого корисного вантажу та перевантаженнями, що діють на ракету-носіє. Маса корисного вантажу, що розташовується на сучасних ракетах-носіях сягає від декількох сотень кілограмів до декількох тон. В залежності від цього маса адаптерів також коливається у межах від однієї до кількох сотень кілограмів. На масу адаптерів суттєво впливають повздовжні та поперечні перевантаження. Конструкція адаптерів розраховується у відповідності до найбільш несприятливої комбінації навантажень, що вибирається з усіх можливих розрахункових випадків [1-3].

Анізотропні композитні сітчасті конструкції. Зазвичай такі конструкції виконуються у вигляді циліндричних або конічних оболонок, які складаються зі спіральних та кільцевих однонаправлених ребер, які формуються шляхом безперервного намотування. Як показано у роботі [4], процес виготовлення таких оболонок включає наступні основні кроки, проілюстровані на рис. 1:

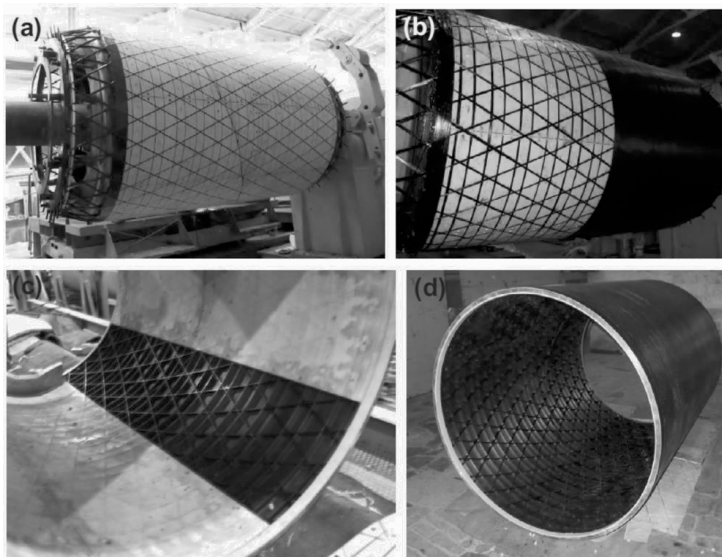


Рисунок 1 – Процес виготовлення анізотрічної оболонки

Оправка покривається еластичним шаром з силіконового каучуку та має спеціальні жолоби для укладання ребер (див. рис. 1a).

Однонаправлені волокна вуглецю просочені смолою намотуються в канавки, формуючи систему зі спіральних, кільцевих та, у деяких випадках, продольних ребер. Її покривають тонкою композитною плівкою, яка виконується шляхом намотки (див. рис. 1b).

Після застигання (полімеризації) оправка знімається, а еластичний шар видаляється, як показано на рис. 1c, утворюючи цілісну композитну конструкцію (див. рис. 1d).

Циліндричні анізотрічні сітчасті конструкції з заданим діаметром D та довжиною L можуть бути охарактеризовані шістьма основними конструктивними параметрами (рис. 2), а саме:

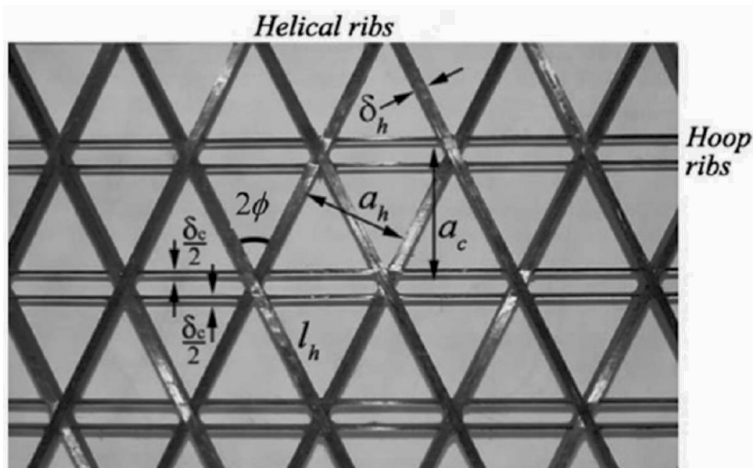


Рисунок 2 – Основні параметри анізотрічної структури

- товщина оболонки (висота поперечного перетину ребра h);
- кут нахилу спірального ребра відносно меридіану оболонки φ ;
- ширина поперечного перетину спіральних та кільцевих ребер δ_n та δ_c (для структури, зображеної на рис. 2, δ_c – загальна ширина сусідніх кільцевих ребер);
- відстані між спіральними та кільцевими ребрами a_n та a_c , визначені по нормалі до осей.

Ребра є головним несучим елементом конструкції, тоді як плівка, наявність якої зумовлена технологічними вимогами, не враховується як несучий елемент при проектуванні таких конструкцій. Високі характеристики та масова ефективність в композитних сітчастих структурах забезпечуються використанням при намотці однонаправлених волокон, які безпосередньо мають малу кількість дефектів, і, відповідно високі значення фізико-механічних властивостей, а також тим, що конструкція виготовляється цілісною шляхом безперервної намотки волокон на оправку. В порівнянні з відомими ізогридними конструкціями, які складаються зі спіральних та кільцевих ребер, що формують рівносторонні трикутники і мають однаковий поперечний перетин, анізотричні конструкції

забезпечують додатковий вигравш по масі за рахунок того, що їх поперечний перетин є прямокутним та має більшу жорсткість на згин.

Методика розрахунку анізотричних композитних сітчастих конструкцій

При навантаженні анізотричної сітчастої конструкції осьовим стискаючим зусиллям може мати місце як симетричний, так і несиметричний випадки загальної втрати стійкості. На основі умови рівності критичних напружень для симетричного і несиметричного випадків втрати стійкості авторами В. В. Васильєвим та С. В. Морозовим було розроблено методику розрахунку оптимальної анізотричної структури. У цій методиці модель анізотричної конструкції представлена у вигляді конструктивно-ортотропної оболонки [4].

Аналіз ефективності використання анізотричної конструкції в порівнянні з адаптером 1666МА ракети-носія Н-ПА згідно методики [4]. У якості об'єкту для проведення аналізу конструкції було обрано адаптер 1666МА, який використовується на дочому РН Н-ПА японського виробництва. Загальний вигляд адаптера та основні його габарити представлені на рис. 3 та рис. 4 відповідно [1].



Рисунок 3 – Загальний вигляд адаптера 1666МА

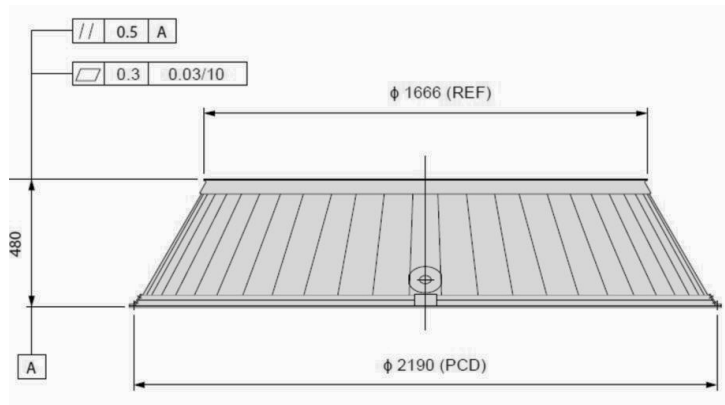


Рисунок 4 – Основні габарити адаптера 1666МА

Адаптер виготовлено з аналогу алюмінієвого сплаву АМг6Н, його маса дорівнює 100 кг. Дана конструкція складається з підкріпленої стрінгерним набором оболонки, нижнього шпангоута, призначеного для стиковки адаптера з конструкціями верхнього ступеня ракетноносія, і верхнього шпангоута, призначеного для стиковки адаптера з космічним апаратом. Спроектований за моделлю конструктивно-ортотропної оболонки анізотропний композитний адаптер також потребує допоміжних кріплень до конструкції РН та до космічного апарату. Тому, для коректного порівняння

конструкцій пропонується використання шпангоутів аналогічних по конструкції та масі початковому варіанту. Маса шпангоутів адаптера 1666МА дорівнює 40 кг, а маса оболонки без шпангоутів дорівнює 60 кг. Ці параметри використаємо для оцінки ефективності конструкцій.

На підставі даних [1] були обчислені еквівалентні навантаження для кожного розрахункового випадку, і з них обрано для розрахунку найбільш несприятливий випадок. Для даної конструкції найбільш несприятливим випадком є стискання еквівалентною силою, рівною $T_{\text{скв}} = 80600$ кгс.

Таблиця 1

Матеріал	Густина, кг/м ³	Межа міцності при стиснанні вздовж волокон, ГПа	Модуль пружності вздовж волокон, ГПа
Вуглепластик (вуглецевий джгут, наповнювач ЕТФ)	1450	1,1	180
Склопластик (склополотно Т-10, наповнювач ЕДТ-10)	1850	1,5	26
Органопластик (волокно СВМ, наповнювач ЕДТ-10)	1350	1,9	84
Боралюміній (волокна борні, епоксидний наповнювач)	2600	1,2	180

Для проектування сітчастої конструкції були обрані композиційні

матеріали, які є найбільш поширеними, а саме склопластик, вуглепластик, органопластик та боралюміній. Їх необхідні

для розрахунку фізико-механічні характеристики подано у табл. 1.

На підставі габаритів адаптера, навантажень, що на нього діють, та

програми, побудованої згідно запропонованої методики [4] в системі Mathcad було отримано результати, подані в табл. 2.

Таблиця 2

Матеріал	Маса оболонки зі шпангоутами в кг	Маса реальної конструкції	Виграш по масі в кг	Виграш по масі у %
<i>Вуглепластик</i>	43.163	100	56.837	56.837
<i>Склопластик</i>	48.86	100	51.14	51.14
<i>Органопластик</i>	44.653	100	55.347	55.347
<i>Боралюміній</i>	44.363	100	55.637	55.637

Отримані результати показують, що найбільший виграш по масі дає застосування вуглепластику в сітчастих анізотричних конструкціях. Однак, усі запропоновані матеріали дають значний виграш, отже, використання матеріалів у реальних конструкціях має бути оцінено на підставі комплексних критеріїв, що включають у себе вартість сировини, обладнання, спеціальних умов для виготовлення тощо.

Оцінка можливості виготовлення анізотричних сітчастих конструкцій шляхом застосування перспективних адитивних технологій. У останнє десятиліття відбувається бурхливий розвиток адитивних технологій. Перспективним може бути цей напрямок розвитку технології виробництва і в рамках даної роботи. Так, наприклад, можна запропонувати виготовлення сітчастих конструкцій анізотричних адаптерів

методом 3d-друку. У якості матеріалів для друку пропонується використати метали. Ця технологія дозволяє друкувати конструкцію анізотричної сітчастої оболонки заодно зі шпангоутами та усіма необхідними кріпленнями. Розглянемо таку можливість на прикладі алюмінієвого сплаву АМг6М та титанового сплаву ВТ-20. Звісно, характеристики даних матеріалів є нижчими у порівнянні з композитами (табл. 3), однак, зважаючи на високу вартість композиційних матеріалів, друк сітчастих конструкцій з металу може бути економічно доцільним. Крім того, дешевшою може виявитися і технологія виготовлення шляхом друку у зв'язку з можливістю її використання для отримання інших конструкцій на цьому ж обладнанні. Виконаємо розрахунки конструкцій адаптера за методикою [4] для вибраних металів. Отримані результати розрахунку ваги конструкцій подані у табл. 4:

Таблиця 3

Матеріал	Густина, кг/м ³	Межа міцності, ГПа	Модуль пружності, ГПа
<i>Титан (ВТ-20)</i>	4450	0,84	112
<i>АМг6М</i>	2640	0,32	68

Таблиця 4

Матеріал	Маса оболонки зі шпангоутами в кг	Маса реальної конструкції оболонки	Виграш по масі в кг	Виграш по масі у %
<i>Титан (ВТ-20)</i>	52.906	100	47.094	47.094
<i>АМг6М</i>	50.329	100	49.621	49.621

З табл. 4 видно, що теоретично застосування адитивних технологій з використанням металів для анізотричних сітчастих конструкцій може бути доцільним, адже дає також значний вииграш по масі.

Аналіз реальної конструкції анізотричного адаптера ракети-носія.

Розглянута в попередніх розділах методика дає приблизний результат і

дозволяє отримати початкові параметри для подальшого аналізу. Аналіз реальної конструкції потребує більш точної перевірки вимог міцності та стійкості з використанням CAE-систем. В рамках даної роботи було використано CAE-систему Ansys [5].

Розрахункова схема, на якій зображено прикладені до конструкції зусилля та умови закріплення показана на рис.5.

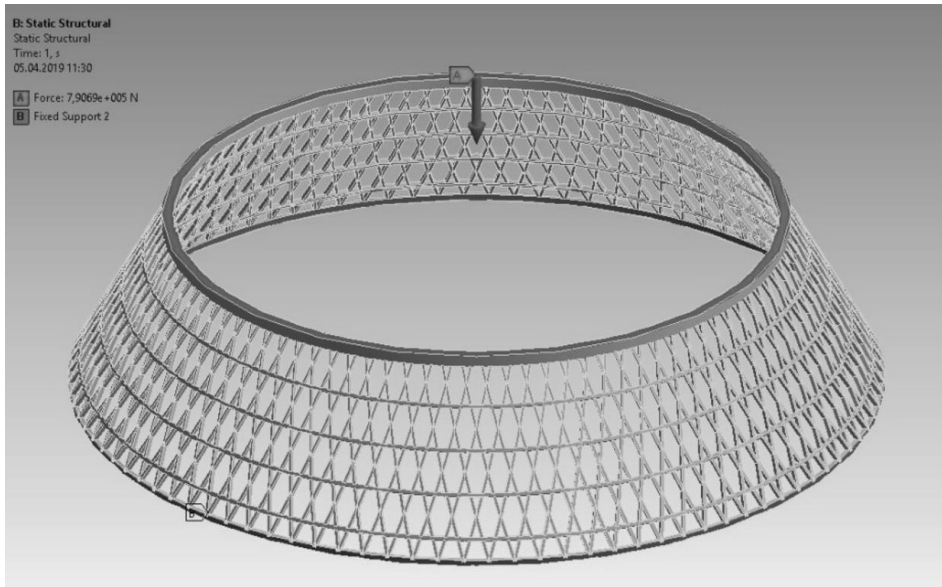


Рисунок 5 – Прийнята розрахункова схема адаптера

На першому етапі було використано геометричну модель, побудовану на основі початкових розмірів, отриманих із розрахунків згідно методики[4].

Проведені розрахунки такої моделі для матеріалу АМг6М показали, що конструкція є непрацездатною. Коефіцієнти запасу міцності та стійкості спроектованих конструкцій були менше одиниці.

На наступному етапі реалізується пошук працездатної анізотричної конструкції адаптера за допомогою чисельного експерименту. Точкою відліку, від якої відбувається такий пошук геометричних параметрів виступає

конструкція, побудована за початковими розмірами.

Для реалізації поставленої задачі геометрію сітчастої конструкції адаптера було параметризовано. При цьому було забезпечено варіативність 4 параметрів – 2 геометричних розмірів поперечного перетину поздовжнього ребра та 2 геометричних розмірів поперечного перетину верхнього шпангоута, виготовленого заодно з усією конструкцією. Діапазон, в яких проводилася відповідна зміна кожного із цих параметрів показаний у табл. 5.

У результаті послідовного розрахунку на міцність та стійкість було побудовано

поверхню відгуку, яка включає в себе масив конструкцій, побудованих згідно з діапазоном геометричних параметрів розрахункової схеми. Проаналізувавши цю поверхню відгуку, з масиву конструкцій були вибрані конструкції, що є працездатними, тобто ті, в яких значення коефіцієнтів запасу міцності і стійкості більші за одиницю. І, відповідно, з масиву

працездатних були вибрані конструкції, що мають мінімальну масу. Результати такого аналізу для матеріалу АМгБМ представлені у табл. 6. Після цього було виконано перевірочний розрахунок першої раціональної конструкції. Результати виконання перевірочної задачі представлено на рис. 6-7

Таблиця 5

Параметри адаптера	Нижнє значення	Верхнє значення
<i>Ширина верхнього кільця, мм</i>	20	30
<i>Висота верхнього кільця, мм</i>	20	30
<i>Товщина продольного ребра, мм</i>	9	15
<i>Ширина продольного ребра, мм</i>	5	9

Таблиця 6

Параметр	Перша раціональна конструкція	Друга раціональна конструкція	Третя раціональна конструкція
<i>Ширина верхнього кільця, мм</i>	30	30	20
<i>Висота верхнього кільця, мм</i>	30	30	25
<i>Товщина продольного ребра, мм</i>	12	15	15
<i>Ширина продольного ребра, мм</i>	9	7	9
<i>Коефіцієнт запасу стійкості</i>	2,1224	2,175	1,266
<i>Маса оболонки, кг</i>	44,668	44,885	45,116
<i>Коефіцієнт запасу міцності</i>	1,0214	1,0152	1,0284

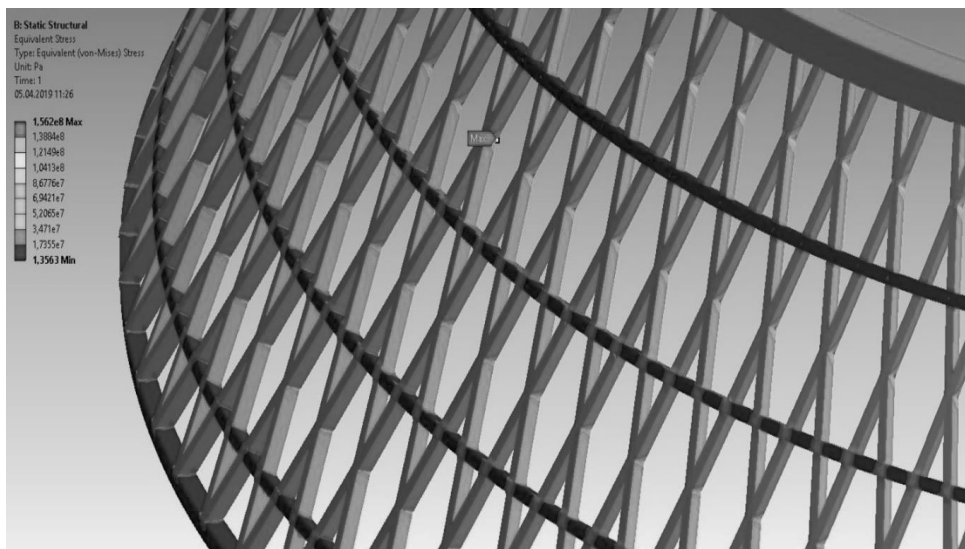


Рисунок 6 - Розподіл еквівалентних напружень по Мізесу в алюмінієвому адаптері

Для розглянутої конструкції коефіцієнт запасу міцності дорівнює 1,02, а

коефіцієнт запасу стійкості становить близько 2.12. Це означає, що конструкція

працює в діапазоні напружень, близьких до максимально можливих, і масова досконалість такої конструкції є високою.

Найменші значення коефіцієнту запасу міцності досягаються у вузлових точках. Це можна пояснити концентрацією у вузлах напружень від двох силових

потоків, які проходять по спіральних ребрах, що утворюють вузол.

Аналогічно, такі задачі було вирішено і для конструкцій з інших матеріалів, а саме для титанового сплаву ВТ-20 та композиту, з вуглепластику.

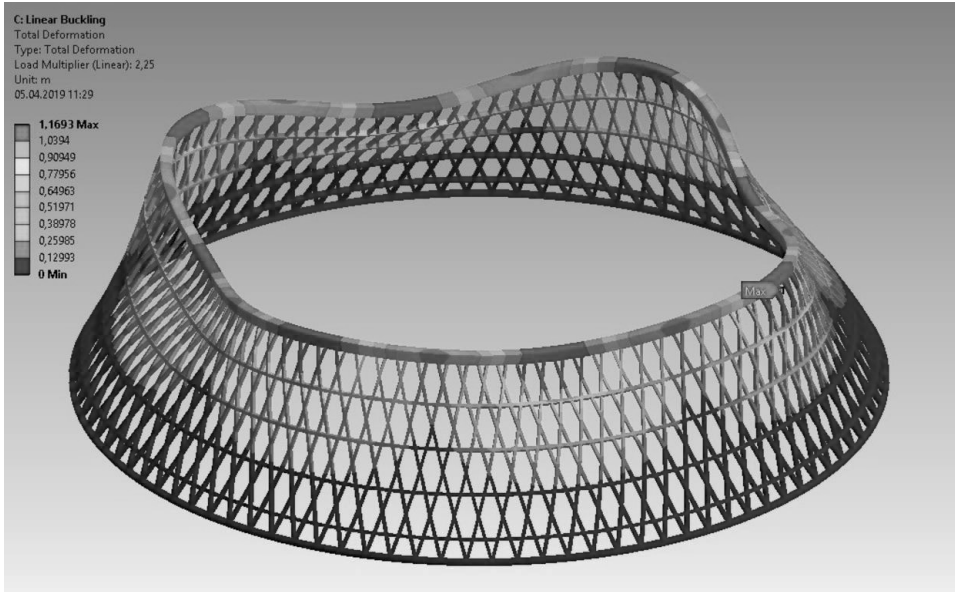


Рисунок 7 – Картина деформацій для першої форми втрати стійкості алюмінієвого адаптера

Значення маси раціональних конструкцій та відповідних їм проектних параметрів, які отримані в результаті

чисельного моделювання адаптера, наведені у табл. 7.

Таблиця 7

Оболонка з матеріалу	Маса оболонки зі шпангоутами, в кг	h, мм	Горизонтальний розмір верхнього кільця, мм	Вертикальний розмір верхнього кільця, мм	δ_c , мм	δ_h , мм
Титан ВТ-20	35,534	7	20	20	9.45	7
АМ26М	44,668	12	30	30	7.35	9
Вуглепластик	52.853	9	20	30	5.25	5

Результати, наведені для металів є максимально наближеними до реальних, однак вони, як і будь-який результат чисельного моделювання потребують експериментального підтвердження.

Результати для вуглепластику є теоретичними, адже в роботі не розглянуто

питання конструювання шпангоута кріплення, і, відповідно, не можливо точно визначити його масу. Тому, для цього матеріалу наведено значення згідно

припущення, що шпангоути еквівалентні по масі шпангоутам вихідної конструкції адаптера 1666МА.

Висновки

Анізотрібні сітчасті конструкції дають реальний вигравш по масі адаптерів, який складає 50% у порівнянні з конструкціями, які знаходяться в експлуатації.

Можливе використання анізотрібних конструкцій, виготовлених як з композиту шляхом безперервного намотування, так і металевих, виготовлених з використанням адитивних технологій. Раціональність запропонованих рішень підтверджується результатами чисельного моделювання.

Бібліографічні посилання

1. HII-A User's manual. © Mitsubishi Heavy Industries, Ltd, 2015. 260 p. URL: <https://www.mhi.com/jp/products/pdf/manual.pdf>.
2. Atlas V Launch Services User's Guide. © Lockheed Martin Commercial Launch Services, 2010. 420 p. URL: <https://www.ulalaunch.com/docs/default-source/rockets/atlasusersguide2010.pdf>.
3. Ariane V User's manual. © ARIANESPACE Inc, 2016. 271 p. URL: https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2011/07/Ariane5_Users-Manual_October2016.pdf.

4. Valery V. Vasiliev, Evgeny V. Morozov. Advanced Mechanics of Composite Materials and Structural Elements. Oxford: Elsevier Ltd, 2013. 816 p.
5. Guide to ANSYS Programmable Features. ANSYS Inc., Canonburg, PA, August 2005.

Надійшла до редколегії 14.11.2019р.

Відомості про авторів



Пророка Владислав Аркадійович, Україна. Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара. Студент. Сфера інтересів – механіка деформованого твердого тіла



Ліповький Володимир Іванович, Україна. Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара. Доцент кафедри проектування і конструкцій. Кандидат ф.-м. наук. Сфера інтересів – механіка деформованого твердого тіла

ОБОСНОВАНИЕ РАЦИОНАЛЬНОЙ ТЕХНОЛОГИИ УТИЛИЗАЦИИ ТЕПЛОТЫ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ДЛЯ ГОРЯЧЕГО ВОДОСНАБЖЕНИЯ

Г. С. Олишевский, И. Г. Олишевский

*Национальный технический университет «Днепровская политехника»,
пр. Д. Яворницького, 19, м. Дніпро, 496005, Україна*

Анотация. Аналітично проаналізована і обґрунтована раціональна технологія ефективного використання теплового акумулятора в системі кондиціонування і гарячого водопостачання будівлі в теплий період року. Проведено аналіз можливості застосування такого нетрадиційного методу, як добова акумуляція теплової енергії системи кондиціонування будівлі в теплий період року з подальшим її використанням в системі гарячого водопостачання. Було досліджено дві технології утилізації теплоти системи кондиціонування для гарячого водопостачання будівлі із застосуванням теплового акумулятора: з постійним об'ємом теплового акумулятора і температурою конденсації холодоагенту системи кондиціонування, що змінюється, залежно від температури зовнішнього повітря і технологія утилізації теплоти з об'ємом теплового акумулятора, що змінюється, і постійною температурою конденсації холодоагенту системи кондиціонування. Результати досліджень показали найефективнішою технологію утилізації теплоти системи кондиціонування з об'ємом теплового акумулятора, що змінюється, яка за витратами умовного палива на 35% економніша ніж технологія з постійним об'ємом теплового акумулятора. Також була обґрунтована можливість реального застосування даних технологій, як в індивідуальних будинках, так і в квартирах. Використовуючи розроблену автоматизовану методику, було визначено, що застосування теплового акумулятора в комплексній системі кондиціонування і гарячого водопостачання в теплий період дозволить гарантовано забезпечити гарячою водою споживачів за рахунок системи кондиціонування і заощадити від 74% до 82% умовного палива в порівнянні зі схемою з котлом і кондиціонером без теплового акумулятора.

Ключові слова: ТЕПЛОВИЙ АКУМУЛЯТОР, КОНДИЦІОНЕР, ГОРЯЧЕ ВОДОПОСТАЧАННЯ, ХОЛОДОАГЕНТ, ХОЛОДИЛЬНИЙ КОЕФІЦІЄНТ, ЕКОНОМІЯ ПАЛИВА.

Аннотация. Аналитически проанализирована и обоснована рациональная технология эффективного применения теплового аккумулятора в системе кондиционирования и горячего водоснабжения здания в теплый период года.

Ключевые слова: ТЕПЛОВОЙ АКУМУЛЯТОР, КОНДИЦИОНЕР, ГОРЯЧЕЕ ВОДОСНАБЖЕНИЕ, ХЛАДАГЕНТ, ХОЛОДИЛЬНЫЙ КОЭФФИЦИЕНТ, ЭКОНОМИЯ ТОПЛИВА.

Abstract. Rational technology of effective application of thermal accumulator in the system of conditioning and hot water-supply of building in a warm period of year is analytically analyzed and grounded. Analyzed the possibility of applying such an unconventional method as daily accumulation of thermal energy of the building's air-conditioning system during the warm period with its subsequent use in the hot water system. Two technologies for heat recovery of the air conditioning system for hot water supply of a building using a heat accumulator were investigated: with a constant volume of heat accumulator and variable condensing temperature of the refrigerant of the air conditioning system depending on the outside air temperature and heat recovery technology with a variable volume of heat accumulator and constant temperature condensation temperature of the refrigerant system conditioning. The research results showed the most efficient technology for utilization of heat from an air conditioning system with a variable volume of a heat accumulator, which is 35% more cost effective than a technology with a constant heat accumulator cost of reference fuel. The possibility of real application of these technologies, both in individual houses and apartments, was also grounded. Using the developed automated method, it was certain that application of thermal accumulator in the complex system of conditioning and hot water-supply in a warm period would allow assured to provide by hot water of users due to the system of conditioning and will economize from 74% to 82 % conditional fuel as compared to a chart with a caldron and conditioner without a thermal accumulator.

Keywords: HEAT ACCUMULATOR, AIR CONDITIONING, HOT WATER SUPPLY, COOLANT, COEFFICIENT OF PERFORMANCE, FUEL ECONOMY.

Введение

В настоящее время практически во всех странах мира, в том числе и в Украине, нашли широкое и повсеместное

применение системы кондиционирования воздуха. Это соответствует естественному стремлению современных людей к бытовому комфорту и соблюдению

элементарных санитарных норм, особенно в регионах с жарким климатом в теплый период года. Ежегодный объем продаж бытовых и полупромышленных кондиционеров достигает более 100 млн. изделий в год. При этом одним из негативных последствий использования систем кондиционирования воздуха является большое количество теплоты, исчисляемое миллионами ГДж, бесполезно выделяемое в окружающую среду [1].

В свою очередь, в энергетическом секторе Украины, и не в последнюю очередь в коммунальном хозяйстве, назрела острейшая проблема в экономии энергетических ресурсов. Так уже многие годы стоит проблема централизованного горячего водоснабжения, которое на большей части страны давно отключено. В большинстве случаев население применяет электрические бойлеры для горячего водоснабжения, что является очень дорогим мероприятием и имеет явную тенденцию к постоянному подорожанию. То же можно сказать и в отношении газовых колонок и соответственно стоимости газа.

Было решено проанализировать возможность применения такого нетрадиционного метода как посуточное аккумулирование тепловой энергии системы кондиционирования в теплый период с последующим ее использованием в системе горячего водоснабжения.

Применение теплового аккумулятора позволяет существенно снизить температуру конденсации хладагента в системе кондиционирования (до 45 °С) и, соответственно, увеличить более чем в 2 раза холодильный коэффициент. Ранее авторами была исследована возможность применения данной схемы для утилизации тепловой энергии системы кондиционирования в теплый период для работы тепло насосной системы отопления в отопительный период. Анализ показал существенную экономию условного топлива (до 39%), однако при этом оптимальный объем теплового аккумулятора был соизмерим с объемом здания, что вводило реальные ограничения

по габаритам здания на применение данной схемы [2].

Поэтому актуальным является дальнейший поиск рациональных технологий утилизации вторичных тепловых потоков различных энергетических установок. Одной из таких технологий может быть аккумулирование суточной тепловой энергии системы кондиционирования с последующим ее использованием в системе горячего водоснабжения.

Постановка задачи

Задачей проведения исследования является анализ эффективности различных технологий утилизации тепловой энергии системы кондиционирования с применением теплового аккумулятора для нужд горячего водоснабжения жилых здания.

Методы исследования

Были применены методы анализа и численного моделирования, реализованные в приложениях пакета Mathcad.

Связь работы с научными и учебными программами кафедры. Работа выполнена в соответствии с учебной программой подготовки магистров по специальности «Электроэнергетика, электротехника и электромеханика» согласно специализации «Энергетический менеджмент».

Результаты и их обсуждение

Была рассмотрена система кондиционирования здания. Данная система представляет собой парокompрессорную установку, работающую по основному холодильному циклу, при прохождении которого, происходит охлаждение воздуха, а выделяемая кондиционером теплота передается в тепловой аккумулятор (ТА).

Аккумулирование тепловой энергии является одной из перспективных энергосберегающих технологий [3]. К числу наиболее простых и надежных устройств аккумулирования тепла относятся жидкостные тепловые аккумуляторы. Вследствие этого

аккумуляторы такого типа особенно широко применяются для бытовых целей. Тепловые аккумуляторы, исходя из требований массового применения, должны быть достаточно дешевыми, технологичными в изготовлении, надежными и безопасными в эксплуатации, доступными с точки зрения используемых материалов и веществ. В качестве аккумулятора был выбран вытеснительный жидкостной тепловой аккумулятор на основе воды.

В качестве примера было взято одноэтажное здание с внешним объемом 450 м^3 (габаритные размеры $15 \times 12 \times 2,5 \text{ м}$) и соответственно жилой площадью 180 м^2 .

С помощью разработанной автоматизированной методики были проведены исследования системы кондиционирования и системы горячего водоснабжения данного здания в едином комплексе с тепловым аккумулятором (рис. 1).

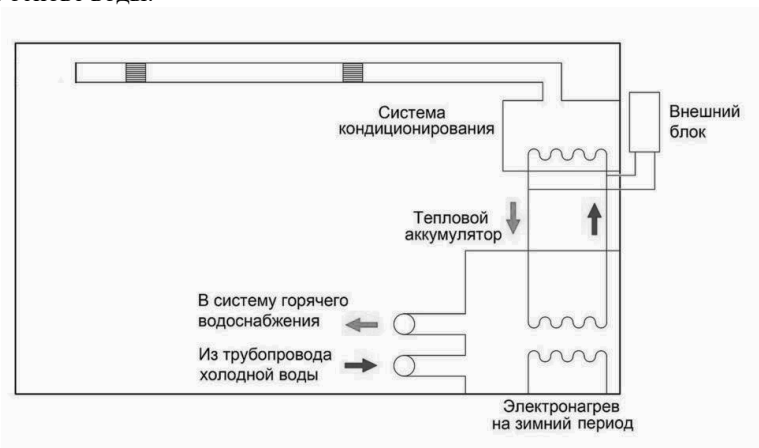


Рисунок 1 – Тепловая схема системы кондиционирования и горячего водоснабжения здания

Было исследовано две технологии утилизации теплоты системы кондиционирования для горячего водоснабжения (ГВС) здания с применением теплового аккумулятора:

1. технология утилизации теплоты с постоянным объемом теплового аккумулятора и изменяющейся температурой конденсации хладагента системы кондиционирования в зависимости от температуры наружного воздуха (рис. 2);

2. технология утилизации теплоты с изменяющимся объемом теплового аккумулятора и постоянной температурой конденсации хладагента системы кондиционирования (рис. 3).

Вначале для этих технологий на основании p, i – диаграммы выбранного хладагента были определены функции изменения параметров холодильного цикла от температуры конденсации

хладагента при температуре испарения хладагента, равной $10 \text{ }^\circ\text{C}$.

В качестве хладагента был использован широко распространенный хладагент – фреон 11.

Также была определена функциональная зависимость тепловой нагрузки охлаждения здания от температуры наружного воздуха, имеющая линейный восходящий характер.

Далее была определена функциональная зависимость температуры конденсации хладагента от массы воды в ТА и температуры наружного воздуха (рис. 4)

Также были определены функции затрат условного топлива и суточной массы нагретой воды, приведенной к температуре $38 \text{ }^\circ\text{C}$ от массы воды в ТА и температуры наружного воздуха.

Далее для первой технологии формируется функция затрат условного топлива на 1 кг нагретой воды,

приведенной к температуре 38 °С от массы воды в ТА за весь теплый сезон (рис. 5).

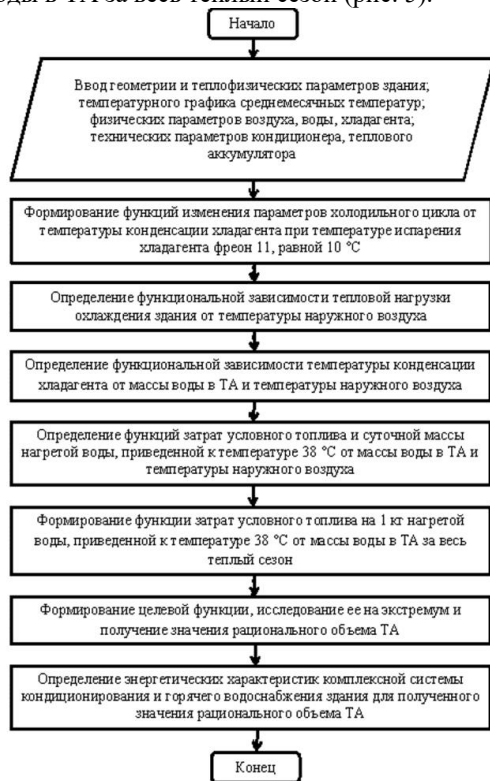


Рисунок 2 – Блок-схема технологии утилизации теплоты с постоянным объемом ТА

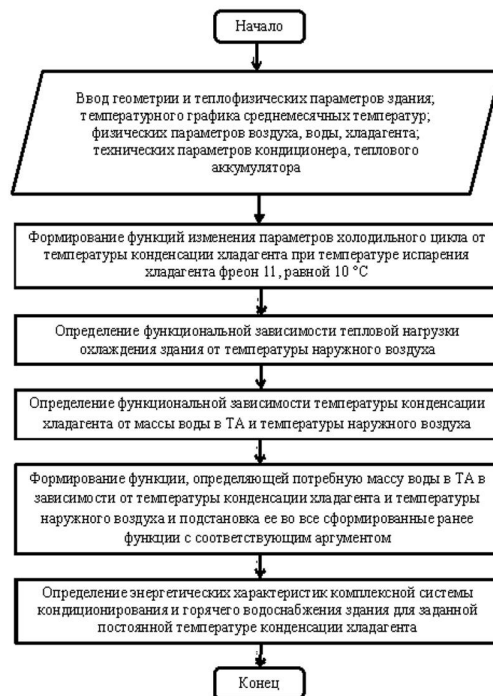


Рисунок 3 – Блок-схема технологии утилизации теплоты с изменяющимся объемом ТА

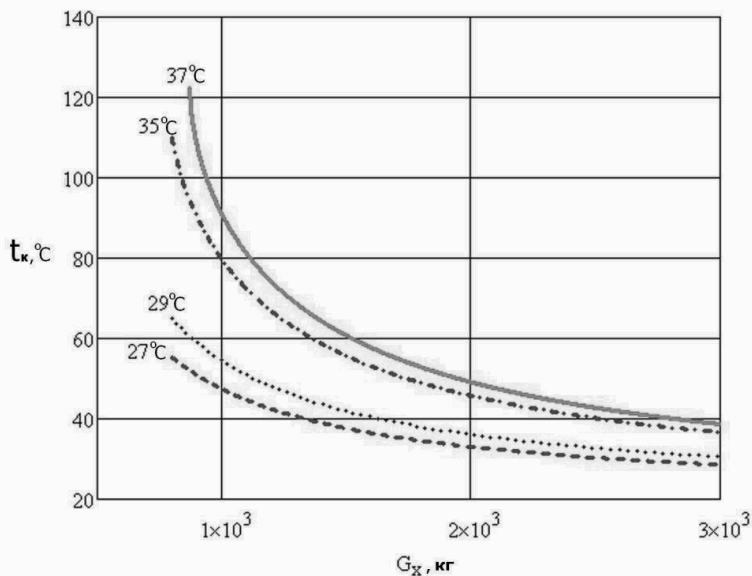


Рисунок 4 – Зависимости температуры конденсации t_k хладагента

от массы воды G_x в ТА и температуры наружного воздуха

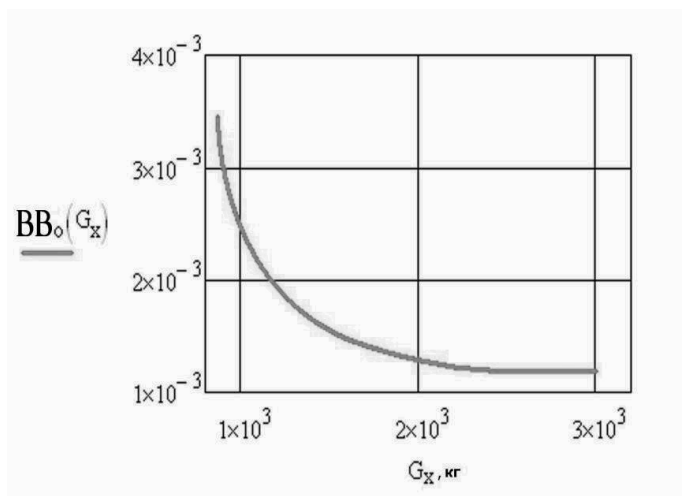


Рисунок 5 – Удельные затраты условного топлива $ВВ_0$ за теплый сезон от массы воды G_x в ТА

Затем для нахождения рациональной массы воды в ТА формируем целевую функцию, представляющую собой произведение удельных затрат условного топлива за теплый сезон на массу воды в ТА (рис. 6).

Аналитическими методами определяем экстремум данной функции и получаем рациональное количество воды в ТА, а значит и сам объем ТА в соответствующем пересчете. Для рассматриваемого примера рациональное количество воды в ТА составило 1341,85 кг.

В свою очередь, для второй технологии устанавливается постоянной температура конденсации хладагента 43°C из условия конечной температуры воды в ТА равной 38°C .

Затем формируется функция, определяющая требуемую массу воды в ТА в зависимости от температуры

конденсации хладагента и температуры наружного воздуха. Далее эта функция подставляется во все ранее определенные функции, содержащие в качестве аргумента массу воды в ТА.

В итоге получается модель для технологии с изменяющимся объемом ТА. Ниже в табл. 1 приведены сравнительные характеристики по двум рассмотренным технологиям утилизации теплоты системы кондиционирования.

По результатам исследований видно явное преимущество второй схемы утилизации тепла с изменяющимся объемом ТА и соответственно постоянной температурой конденсации.

Результаты сравнительных исследований затрат условного топлива для различных технологий представлены на рис. 7.

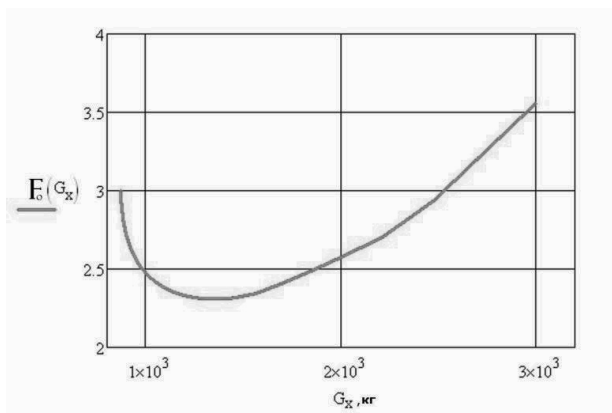


Рисунок 6 – Целевая функция E_0 от массы воды G_x в ТА

Таблица 1 – Сравнительные характеристики по технологиям утилизации теплоты системы кондиционирования

Технология утилизации	Температура конденсации, °С	Масса воды в аккумуляторе, кг	Расход у.т. на кондиционер с ТА, кг	Расход у.т. в КТ на ГВС, кг	Масса гор. воды за сезон, кг	Расход у.т. на кондиционер без ТА, кг
Первая	43...66,7	1341,86	457,48	971,97	252308,54	806,72
Вторая	43	1172,9...2476,1	299,16	922,07	265962,15	

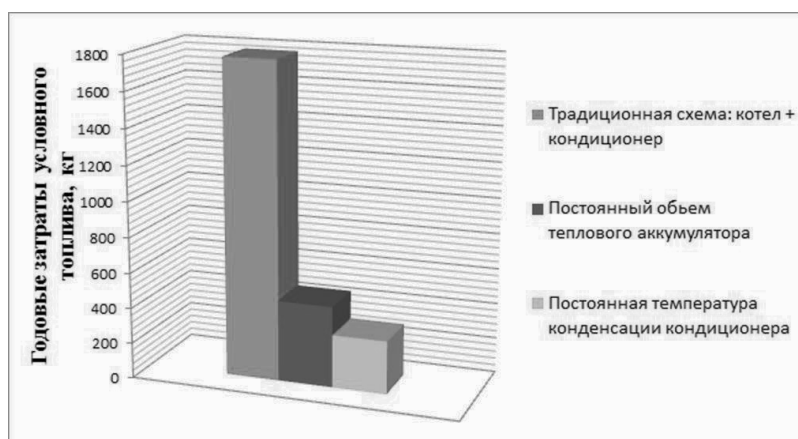


Рисунок 7 – Расход условного топлива для различных технологий утилизации теплоты

Выводы

1. Используя разработанную автоматизированную методику, было проанализировано и определено, что применение теплового аккумулятора в комплексной системе кондиционирования и горячего водоснабжения позволяет сэкономить от 74% до 82% условного топлива по сравнению со схемой с котлом и кондиционером без теплового аккумулятора.

2. При сравнительном анализе двух технологий утилизации теплоты системы кондиционирования предпочтение было отдано технологии с изменяющимся объемом ТА, которая по затратам условного топлива на 35% экономнее технологии с постоянным объемом ТА. Однако эта более энергоэффективная технология может иметь технологические трудности с реализацией на практике.

3. Анализ схемы с утилизацией теплоты системы кондиционирования для системы горячего водоснабжения показал, что в здесь получается приемлемый объем теплового аккумулятора на воде (из соотношения 1 м³ на 200 м² жилой площади). А это дает возможность применять данную схему не только в индивидуальных домах, но и в квартирах.

Библиографические ссылки

1. Разумный Ю.Т., Заїка В.Т., Степаненко Ю.В. Энергобереження: навч. посіб. Д.: Нац. гірн. ун-т, 2005. 166 с.

2. Олишевский Г.С., Олишевский И.Г. Обоснование метода утилизации теплоты системы кондиционирования для теплонасосной системы отопления // Інформаційні системи. Механіка керування / НТУУ «Київський політехнічний інститут». Київ. 2017. № 17. С. 86-94.
3. Корчемний М., Федорейко В., Щербань В. Энергобереження в агропромисловому комплексі Тернопіль: Вид-во: Підручники і посібники, 2001. 976 с.

Надійшла до редколегії 14.11.2019р.

Відомості про авторів



Олишевский Геннадий Сергеевич, Украина. Национальный технический университет «Днепропетровская политехника». Канд. техн. наук, доцент. Сфера интересов – энергетические системы и комплексы.



Олишевский Илья Геннадьевич, Украина. Национальный технический университет «Днепропетровская политехника». Аспирант. Сфера интересов – автоматизация процессов управления.

ДО РОЗРАХУНКУ ХАРАКТЕРИСТИК АКУСТИЧНОГО ПОЛЯ ГВИНТІВ КВАДРОКОПТЕРУ

Г.І. Сокол, В.Є. Некрасов, В.С. Жмурко

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна 72, м. Дніпро,
49010 Україна, e-mail: nekrasov.valery97@gmail.com, gsokol@ukr.net, zhmurkovlad@ukr.net

Анотація. У роботі визначена область використання безпілотних літальних апаратів (БПЛА) типу квадрокоптер та зроблений розрахунок акустичного поля гвинтів як джерел шуму. Зроблений переніс теорії звукового поля повітряного гвинта літака, яку запропонував Л.Я. Гутін, на моделювання шуму від кожного з чотирьох гвинтів квадрокоптера. Створено математичну модель розрахунку сукупного акустичного поля від усіх чотирьох гвинтів.

Ключові слова: БПЛА, КВАДРОКОПТЕР, МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ, РОЗРАХУНКИ, ШУМ ГВИНТІВ, MATHCAD.

Аннотация. В работе определена область использования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) типа квадрокоптер и выполнен расчет акустического поля винтов как источников шума. Проведен перенос теории звукового поля воздушного винта самолета, которую предложил Л.Я. Гутин, на моделирование шума от каждого из четырёх винтов квадрокоптера. Создана математическая модель расчета совокупного акустического поля от всех четырёх винтов.

Ключевые слова: БПЛА, КВАДРОКОПТЕР, МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ, РАСЧЕТЫ, ШУМ ВИНТОВ, MATHCAD.

Abstract. The work defines the area of use of unmanned aerial vehicles (UAVs) of the type of quadcopter and calculated the acoustic field of propellers in order to reduce the level of noise at some distance. The main sources of noise, which are the hubs of the quadcopter, are considered. The first samples of UAVs appeared in the middle of the last century as a separate type of promising weapons, but now quadcopter, began to be actively used in the civilian sphere. The theory of the sound field of the aircraft's air propeller, which was proposed by L. Gutin to simulate the noise from each of the chochire screws of the quadcopter, was carried out. A mathematical model has been created for calculating the total acoustic field all the of quadcopter screws. The analysis and the defined area of use of UAVs of type quadcopter and the calculation of acoustic field of screws is given in order to reduce the noise level at some distance. The authors conducted an analytical review of the existing models of UAVs and quadcopters, considered general examples of use of quadcopters, their purpose and scope of application. On the basis of analytical review of constructions the fundamental scheme of quadcopter for researches is given. The article is driven by the principal scheme of the chosen quadcopter with the description of its main nodes. Based on the results of calculations, the noise distribution schedules of different frequencies in the space are constructed. The results from sound pressure levels for each of the five harmonics. Description of directional of acoustic fields on separate frequencies each of harmonics is constructed using the Besselyu function. Mathematical calculations have been performed in MathCad 2015. There are two forces on each screw element: thrust and resistance of the rotary motion. From the Basic Law of mechanics it follows that this element, in its turn, influences the environment with equal magnitude and opposable directed forces.

Keywords: UAVs, QUADROCOPTER, MATHEMATICAL MODEL, CALCULATIONS, SCREW NOISE, MATHCAD.

Вступ

Одним з напрямів розвитку сучасної авіації є розробка безпілотних літальних апаратів (БПЛА) з найбільш розповсюдженим типом є квадрокоптер [1, 3-7]. Перші зразки БПЛА з'явилися ще в середині минулого століття, як окремий вид перспективного озброєння, але зараз квадрокоптери почали активно

використовуватися в цивільній сфері. Компанія PricewaterhouseCoopers оцінює ринок БПЛА в 2020 році в 127 мільярдів доларів. Слід відмітити, що при використанні БПЛА, квадрокоптерів теж вони являються джерелом шуму, який впливає на людину і тому з'являється необхідність в методиці розрахунку характеристик акустичного поля гвинтів

квадрокоптера. Тим визначається актуальність вибраної теми досліджень.

У відомій роботі [1] розглянуто проблему шуму на місцевості легких гвинтових літаків, приведено огляд механізмів генерації шуму гвинтом та двигуном внутрішнього згоряння, також розглянуто аналітичні моделі шуму повітряного гвинта. Проведено вимірювання акустичних характеристик гвинтового літака ЯК-18Т в горизонтальній площині в ближньому полі гвинта і на окружності радіусом 30м. Але розрахунки шуму гвинта не проведено.

В роботах [1, 5, 7] проведено оцінку впливу на шум повітряного гвинта числа лопатей і діаметра. В результаті виконаного дослідження встановлено наступне. Айроакустична оптимізація повітряного гвинта шляхом збільшення числа лопатей та зміни їх діаметра досягається за рахунок зниження шуму від аеродинамічного навантаження при збільшенні числа лопатей. Експериментально встановлено, що збільшення числа лопатей призводить до зниження акустичного ККД гвинтомоторних силових установок. У даній роботі наведені формули для розрахунку шуму, але не проведені розрахунки. Експериментальні виміри проводилися для літаків а не для БПЛА.

Робота [3] присвячена чисельному дослідженню шуму гвинта в кільці. Для чисельного рішення задачі використовувалася неявна кінцево-об'ємна ТВД схема типу С.К. Годунова на обертових сітках. Було проведено розрахунок однієї з варіацій гвинта АВ-112 як з кільцем, так і без нього. Діаметр гвинта становив 0,3 метра, діаметр валу 0,1 метр. Розрахункова область представляла собою два циліндри. Перший циліндр мав довжину 5м і діаметр 4,2м і був нерухомою частиною сітки. У другому випадку гвинт і кільце знаходилися всередині циліндра, що обертається з діаметром і довжиною рівними 0,6м. У цій роботі проводяться розрахунки для гвинта в кільці, а БПЛА в більшості випадків використовують гвинти без кільця.

У пропелера літака основна частота шуму приблизно 100 Гц, вслід чого шум обертання є домінуючим. Причиною випромінювання шуму обертання є періодичний силовий вплив лопотів на повітря у кожній фіксованій точці диску гвинта з-за обертання підйомної сили та сили опору разом із лопатями. Дійсність високочастотних гармонік підйомної сили веде до появи високочастотних компонент у складі шуму обертання гвинта гелікоптеру [7].

У наведених роботах характеристики акустичного поля гвинтів квадрокоптеру не розглядалися.

Тому метою дійсної роботи стала розробка методики та проведення розрахунків характеристик акустичного поля гвинтів квадрокоптеру.

Постановка задачі

Розглядається задача створення математичної моделі, що дозволяє провести розрахунки рівнів акустичних шумів від чотирьох гвинтів квадрокоптеру в час здійснення ним польоту над місцевістю.

Рішення завдання

Теоретичні відомості. Теорія, яка описує звукове поле повітряного гвинта, була запропонована Л.Я. Гутіним [2]. На кожен елемент гвинта діють дві сили: тяга та опір обертальному руху. З основного закону механіки випливає, що цей елемент, у свою чергу, впливає на середовище з рівними за величиною та протилежно направленими силами. Точки прикладання цих сил слід вважати зосередженими у одній площині, оскільки осьове тяжіння гвинта мізерно у порівнянні з довжинами хвиль перших гармонік; назвемо її площиною обертання.

Розглянемо елемент гвинта, відстань якого від вісі R ; нехай dR – радіальна довжина його та a – ширина, яка вимірюється у проекції на площину обертання. Сили, з якими елемент впливає на середовище, позначимо: $A(R)dR$ (паралельна вісі та напрямлена зворотно до

напрямку польоту) и $B(R)dR$ (напрявлена зворотно до обертального руху).

Очевидно,

$$\begin{aligned} n \int_0^{R_0} A(R)dR &= n \int_0^{R_0} dP = P \\ n \int_0^{R_0} B(R)dR &= n \int_0^{R_0} dM = M, \end{aligned} \quad (1)$$

де n – число лопотів; R_0 – довжина лопаті. Для початку, допустимо, що сили рівномірно розподілені по усій ширині лопаті.

$$F_1(t) = \begin{cases} A(R) \frac{R}{a} dR d\theta & \dots \quad (0 < t < \tau) \\ 0 & \dots \quad (\tau < t < T) \end{cases} = \sum_1^{\infty} A_m \cos(mnat - \varepsilon_m) + A_0, \quad (2)$$

$$F_2(t) = \begin{cases} B(R) \frac{R}{a} dR d\theta & \dots \quad (0 < t < \tau) \\ 0 & \dots \quad (\tau < t < U) \end{cases} = \sum_1^{\infty} B_m \cos(mnat - \mu_m) + B_0. \quad (3)$$

При цьому отримаємо

$$A_m = \frac{2}{m\pi} A(R) \cdot \frac{R}{a} \sin\left(m\pi \frac{\tau}{T}\right) dR d\theta. \quad (4)$$

$$B_m = \frac{2}{m\pi} B(R) \cdot \frac{R}{a} \sin\left(m\pi \frac{\tau}{T}\right) dR d\theta. \quad (5)$$

У іншому елементі площини обертання $R dR d\theta$, зміщеному відносно першого на кут θ у напрямку обертання, діють періодичні сили тієї ж величини, але із запізненням на час $t = \frac{\theta}{\alpha}$. Відповідні ряди Фур'є будуть:

$$F_1(t) = \sum_1^{\infty} A_m \cos(mnat - mn\theta - \varepsilon_m) + A_0. \quad (6)$$

$$F_2(t) = \sum_1^{\infty} B_m \cos(mnat - mn\theta - \eta_m) + B_0. \quad (7)$$

У елементі $B(R)d\theta$ площини обертання на середовище діють сили

$A(R) \frac{Rd\theta}{a} dR$ і $B(R) \frac{Rd\theta}{a} dR$ у проміжку

часу, коли над цим елементом проходить проекція елемента лопаті. Якщо це проходження почалось у момент $t = 0$, то

воно буде закінчено при $t = \tau = \frac{a}{Rd\alpha}$ та

відновиться при $t = T = \frac{2\pi}{na}$. Ми можемо ці

сили, що періодично повторюються, розкласти за Фур'є:

Для перших гармонік $m\pi \frac{\tau}{T} = \frac{mna}{2R}$

замало у ефективній частині гвинта (центральна частина гвинта, де R мале, аеродинамічно неефективна) та може

покласти $\sin\left(m\pi \frac{\tau}{T}\right) \approx m\pi \frac{\tau}{T}$. Тоді (4) – (7)

перепишуться так

$$A_m = \frac{n}{\pi} A(R) dR d\theta, \quad (8)$$

$$B_m = \frac{n}{\pi} B(R) dR d\theta, \quad (9)$$

Покажемо, що ці вирази залишаються вірними й у тому випадку, коли сили розподілені нерівномірно по усій ширині

лопаті. Вважаючи, наприклад для сили тяги

$$A(R)dR = \int_0^a A(R)dR \cdot \frac{f(s)ds}{a}$$

отримуємо для коефіцієнтів ряду Фур'є вираз (де S підліковується від переднього краю лопаті)

$$A_m = \frac{2}{T} A(R) \cdot \frac{R}{a} dR d\theta \left| \int_0^\tau f\left(\frac{at}{\tau}\right) e^{-i2m\pi \frac{t}{T}} dt \right|, (10)$$

Для перших гармонік:

$$\varepsilon_m = \arctg \frac{\int_0^\tau f\left(\frac{at}{\tau}\right) \sin 2m\pi \frac{t}{T} dt}{\int_0^\tau f\left(\frac{at}{\tau}\right) \cos 2m\pi \frac{t}{T} dt} \leq \arctg \frac{\sin 2m\pi \frac{\tau}{T}}{\cos 2m\pi \frac{\tau}{T}} = 2m\pi \frac{\tau}{T}. (13)$$

Потенціал швидкостей зумовлений сконцентрованою силою з компонентами X, Y, Z, ε :

$$\varphi = -\frac{i}{4\pi\rho kc} \left(X \frac{\partial}{\partial x} + Y \frac{\partial}{\partial y} + Z \frac{\partial}{\partial z} \right) \frac{e^{-ikr}}{r}. (14)$$

Підставляючи значення для компонент сил та враховуючи, що

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{e^{-ikr}}{r} \right) = \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{e^{-ikr}}{r} \right) \cos \vartheta$$

$$\left| \int_0^\tau f\left(\frac{at}{\tau}\right) e^{-i2m\pi \frac{t}{T}} dt \right| \approx \int_0^\tau f\left(\frac{at}{\tau}\right) dt, (11)$$

Далі із $\int_0^\tau f(s)ds = a$ слідує, що

$$\int_0^\tau f\left(\frac{at}{\tau}\right) dt = \tau, \text{ звідки}$$

$$A_m = \frac{n}{\pi} A(R) dR d\theta, (12)$$

Для ε_m отримаємо:

$$\frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{e^{-ikr}}{r} \right) = \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{e^{-ikr}}{r} \right) \cos \chi, (15)$$

$$\frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{e^{-ikr}}{r} \right) = \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{e^{-ikr}}{r} \right) \cos \nu.$$

де ϑ, χ, ν – напрямні косинуси радіуса-вектору r . Враховуючи (6) – (9), отримаємо для потенціалу, зумовленого усією системою сил

$$\varphi = -\frac{i}{4\pi\rho kc} \cdot \frac{n}{\pi} e^{ikct} \int_0^{R_0} \int_0^{2\pi} \left[-A(R)e^{-i\epsilon_m} \cos\vartheta - B(R)e^{-i\eta_m} \sin\theta \cos\chi + \right. \\ \left. + B(R)e^{-i\eta_m} \cos\theta \sin\vartheta \right] \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{e^{-ikr}}{r} \right) e^{-imn\theta} dR d\theta \quad (16)$$

Покладемо, що точка спостереження лежить у площині XY , що завжди може бути досягнуто належним вибором осі Y і Z у площині обертання, тоді

$$\cos\vartheta = 0; \cos\chi = \sin\vartheta \quad (17)$$

$$\frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{e^{-ikr}}{r} \right) = -ik \frac{e^{-ikr}}{r} - \frac{e^{-ikr}}{r^2} \approx -ik \frac{e^{-ikr}}{r} = -ik \frac{e^{-ikr_1}}{r_1} e^{-ikR} \sin\vartheta \cos\theta. \quad (18)$$

Підставляючи (18) у (16) та проінтегрувавши за θ , отримаємо

$$\varphi = -\frac{i^{mn} \cdot n}{2\pi\rho c} \cdot \frac{e^{ik(ct-r_1)}}{r_1} \int_0^{R_0} \left[-A(R)e^{-i\epsilon_m} \cos\vartheta J_{mn}(kR\sin\vartheta) + B(R)e^{-i\eta_m} \sin\vartheta \times \right. \\ \left. \times \frac{J_{mn-1}(kR\sin\vartheta) + J_{mn+1}(kR\sin\vartheta)}{2} \right] dR = \\ = -\frac{i^{mn} \cdot n}{2\pi\rho c} \cdot \frac{e^{ik(ct-r_1)}}{r_1} \int_0^{R_0} \left[-A(R)e^{-i\epsilon_m} \cos\vartheta + \frac{mn}{kR} e^{-i\eta_m} B(R) \right] J_{mn}(kR\sin\vartheta) dR \quad (19)$$

$$\text{де } J_n(z) = -\frac{1}{2\pi r^n} \int_0^{2\pi} e^{-iz\cos\theta - in\theta} d\theta$$

Бесселева функція 1-го роду n порядку.

Вважаючи далі, що r велике у порівнянні з довжиною хвилі та діаметром гвинта, маємо

$$r = r_1 - R \sin\vartheta \cos\theta;$$

Легко переконатись, що той же вираз ми отримали б і у випадку оберненого напрямку обертання. Звуковий тиск у дальньому полі повітряного гвинта розраховуємо за формулою для амплітуди звукового тиску, згідно з (19)

$$p = \left| \rho \frac{d\varphi}{dt} \right| = -\frac{kn}{2\pi r} \left| \int_0^R \left[-A(R)e^{-i\epsilon_m} \cos\vartheta + \frac{mn}{kR} B(R)e^{-i\eta_m} \right] J_{mn}(kR\sin\vartheta) dR \right|. \quad (20)$$

Підставивши

$$A(R) dR = \frac{dP}{n}; \quad B(R) R dR = \frac{dM}{n};$$

$$k = \frac{m\omega_1}{c}, \quad (21)$$

де ω – колова частота основного тону.

Отримаємо

$$p = \frac{m\omega_1}{2\pi cr} \left[\int_0^{R_0} \left(-\frac{dP}{dR} e^{-i\epsilon_m} \cos \vartheta + \frac{nc}{\omega_1 R^2} \cdot \frac{dM}{dR} e^{-i\eta_m} \right) J_{mn}(kR \sin \vartheta) dR \right]. \quad (22)$$

Випромінена потужність може розрахуватись за виразом

$$W = - \int_0^\pi \frac{P^2}{2\rho c} 2\pi r^2 \sin \vartheta d\vartheta, \quad (23)$$

Для інтегрування за R, треба, знати розподілення тяги та моменту вздовж радіуса, що може бути отримано, наприклад, з аеродинамічних випробувань

$$p = \frac{m\omega_1}{2\pi cr} \left[-P \cos \vartheta J_{mn}(kR_1 \sin \vartheta) + \frac{nc}{\omega_1 R_2^2} M J_{mn}(kR_2 \sin \vartheta) \right], \quad (24)$$

де R_1 і R_2 – деякі середні значення.

Якщо число лопатей мале, то для перших гармонік R_1 і R_2 приблизно дорівнюють радіусу окружності, по якій рухається точка прикладення сили тяги, яка діє на окрему лопать – R_c . Останній звичайно дорівнює $0.7 \div 0.75 R_0$. Таким чином (24) перетворимо у

$$p = \frac{m\omega}{2\pi cr} \left[-P \cos \vartheta + \frac{jc}{\omega R^2} M \right] J_{mn}(kR \sin \vartheta),$$

$$R \approx R_c. \quad (25)$$

Алгоритм розрахунку. Дані, які підставляються у вираз (25) для розрахунку звукового тиску, такі:

- m – номер гармоніки,

- $\omega = \frac{\pi * n}{30}$,

де n – кількість оборотів у хвилину на валу двигуна, рад/с,

моделі гвинта, але можна приблизно виконати інтегрування і при менш детальному знанні аеродинамічних

властивостей гвинта. Дійсно, оскільки ϵ_m і

η_m малі, а аргументи функцій Бесселя, які входять у підінтегральний вираз, лежать ще й у тій області значень, де функції є монотонно зростаючими, то у силу теореми о середньому

- $n = 16,6$ об/с, (1000 об/хв),

- j – кількість лопатей гвинта. У нашому випадку – 2,

- R – довжина лопаті гвинта. $R = 0.1524$ м,

- W – потужність, $W = 255$ Вт.

Математичні розрахунки були виконані за допомогою пакету MathCad 2015. Необхідно ввести до програми величини, які застосовуються у формулі (25).

1. Створюємо вектор-стовбець m , який містить 5 значень, від 1 до 5, що відповідають номерам гармонік.

2. Заносимо у змінну n значення обертів за секунду, 16,6.

3. Присвоюємо значення 2 змінній j , яка відповідає за кількість лопатей у гвинті.

4. До змінної c , яка є швидкістю звуку у повітрі, заносимо значення 340 м/с.

5. Розраховуємо значення кутової швидкості: $\omega = \frac{\pi * n}{30}$.

6. Розраховуємо значення частоти звуку: $f = \frac{n * j}{60}$.

7. Розраховуємо значення довжини хвилі: λ

8. Розраховуємо значення відстані, з якої починається дальнє поле $r = \frac{\lambda}{m}$ та заносимо до матриці r .

9. Розраховуємо площу лопаті гвинта як суму площин двох трикутників та прямокутника.

10. Розраховуємо швидкість потоку повітря $V = 0.75 * R * \omega$.

11. Занесемо у змінну ρ значення атмосферного тиску 101325.

12. Занесемо у змінну ρ значення густини повітря 1,29.

13. Розраховуємо повітряний тиск $p_a = p_0 + \frac{\rho * V^2}{2}$.

14. Розраховуємо аеродинамічну силу: $P = p_a * S$.

15. Розраховуємо обертальний момент на валу: $M = \frac{W}{\omega}$.

16. Розраховуємо хвильове число: $k = \frac{\omega}{c}$.

17. Аргументом функції, яка розраховує тиск, є кут обертання. Необхідно задати дискретність зміни кута, початкове та кінцеве значення у радіанах.

18. Заносимо усі змінні до формули (25). На рисунку 1 зображений робочий простір програми MathCad, меню вставки, де необхідно вибрати функцію Беселя.

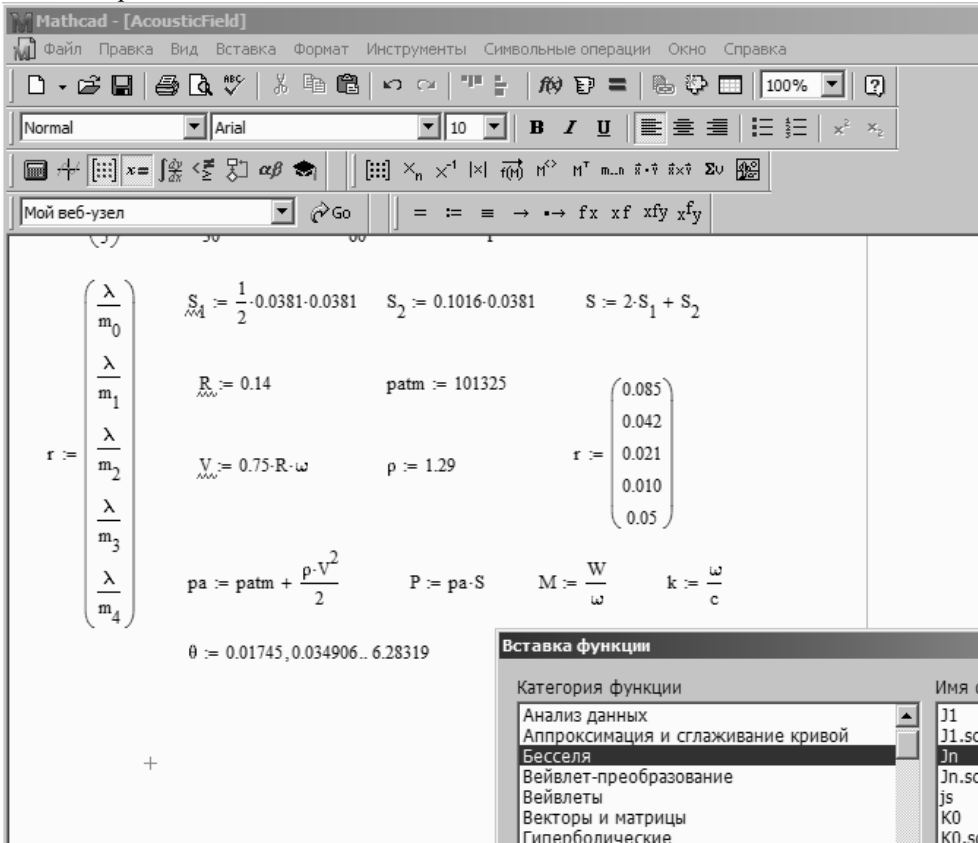


Рисунок 1 – Пояснення щодо вставки функції Беселя.

Примітка: у формулу необхідно вставити вбудовану функцію Беселя. Для

цього необхідно вибрати меню «Вставка» та підпункт меню «Функція». Це також можна

виконати за допомогою комбінації клавіш Ctrl + E. У діалоговому вікні необхідно в категорії функції вибрати «Беселя» та вибрати J_n , що є функцією Беселя першого роду m -го порядку. Додана функція має два аргументи: m та z . У перший заносимо значення гармоніки, у другий – добуток

хвильового числа на довжину лопаті гвинта та синус кута обертання. На рисунку 2 зображений робочий простір програми, де видно занесену формулу (25).

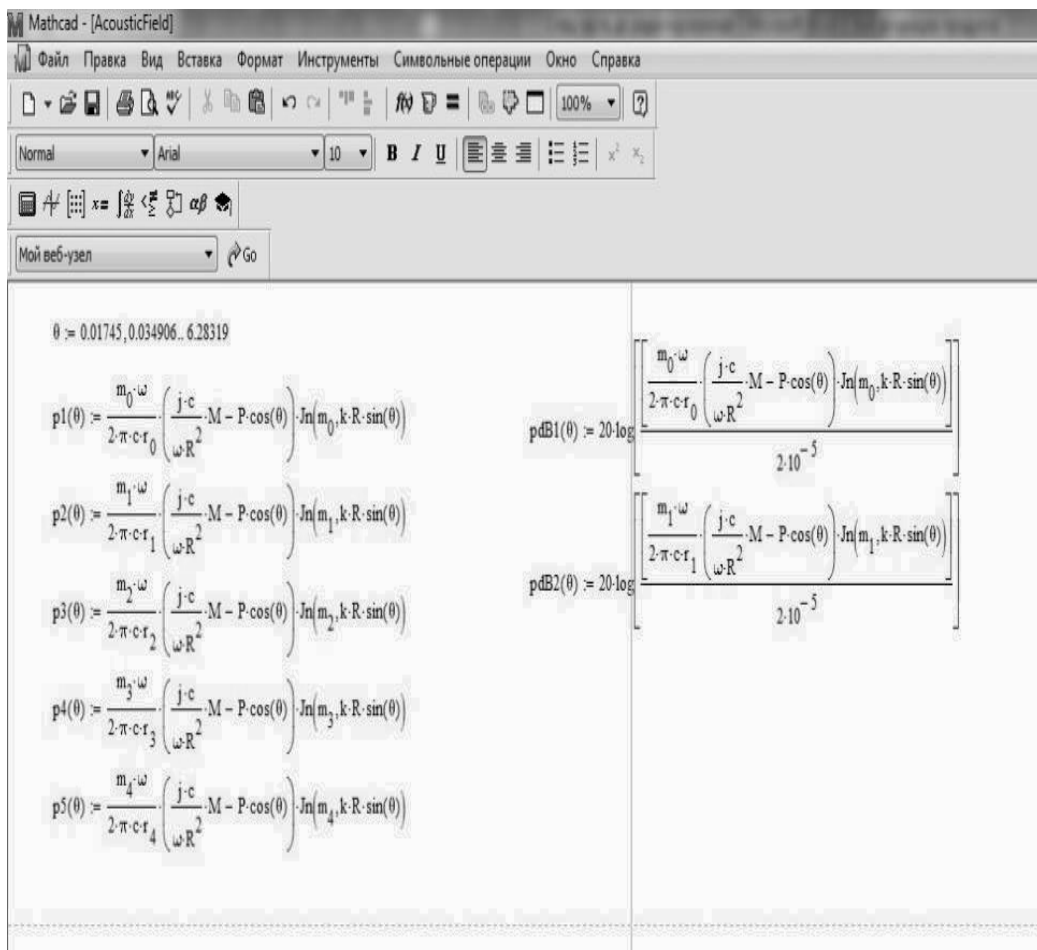


Рисунок 2 – Робочий простір програми MathCad

19. Створимо ще 4 аналогічні функції для 4х інших гармонік, змінюючи лише m та r .

20. Вставимо полярний графік у документ. За віссю абсциси відкладається значення звукового тиску, а за віссю ординат – кут повороту.

На рис. 3 розраховані характеристики спрямованості звукового

поля гвинта, що має дві лопаті. Кожному кольору відповідає свій номер гармоніки. Таким чином, синій колір – 1 гармоніка, фіолетовий – 2 гармоніка, бордовий – 3 гармоніка, малиновий – 4 гармоніка. Величина звукового тиску 5-ї гармоніки дуже мала.

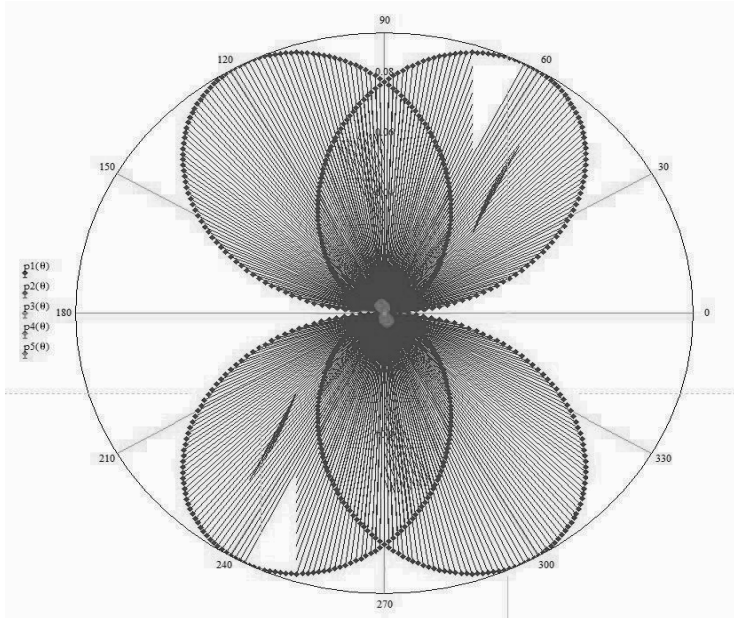


Рисунок 3 – Графік спрямованості акустичного шуму на відстані 1.5 м

З виразу (25) видно, що рівень звукового тиску зменшується по мірі віддалення від джерела шуму. При вільному розташуванні для 4-х гвинтів квадрокоптера

це скорочення приблизно дорівнює 6 дБ при кожному подвоєнні відстані від джерела. На рис. 4 наведено сумарне акустичне поле від чотирьох гвинтів.

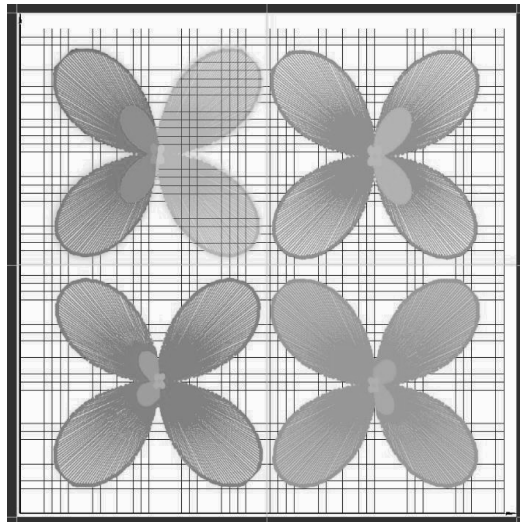


Рисунок 4 – Сумарне акустичне поле від чотирьох гвинтів

Висновки

1. Проведений аналітичний огляд існуючих моделей БПЛА типу квадрокоптер. Наведено загальні приклади використання квадрокоптерів, їх призначення та сфери застосування.

2. Розглянуті основні джерела шуму, що створюють вузли квадрокоптеру.

3. Зроблений переніс теорії звукового поля повітряного гвинта літака, яку запропонував Л.Я. Гутін, для моделювання шуму гвинтів квадрокоптеру.

4. Створено математичну модель розрахунку сукупного акустичного поля від чотирьох гвинтів квадрокоптеру.

5. Виконано розрахунок для кожної з гармонік, наведені результати розрахунків. Розповсюдження шумів різної частоти у просторі показані на відповідних графіках. Характеристику направленості акустичних полів на окремих частотах кожної з гармонік побудовано з використанням Бесселевої функції.

Бібліографічні посилання

1. Гаевський О. К. Авиамоделирование. Москва, 1990. 408с.
2. Гутин Л. Я. Избранные труды. Л., 1997. 730 с.
3. Чумак, П. И. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов. Москва: Патриот, 1991. 235с.
4. Корченко А. Г., Ильяш О. С. Обобщённая классификация беспилотных летательных аппаратов: Сборник научных работ. Харьковский университет Воздушных Сил. 2012. № 4 (33). С. 27-36.
5. Gupta L., Jain R., Vaszkun G. Survey of Important Issues in UAV Communication Networks // IEEE Communications Surveys & Tutorials. 2016. Vol. 18 (2). pp. 1123 – 1152. 11.
6. Villasenor J. “Drones” and the Future of Domestic Aviation // Proceedings of the IEEE. 2014. Vol. 102. No. 3. pp. 235 – 238. DOI: 10.1109/JPROC.2014.2302875.

7. Шум при вращении винта Энциклопедия по машиностроению XXL . 439с. URL: <https://mash-xxl.info/info/550264/>.

Надійшла до редакції 21.11.2019р.

Відомості про авторів



Сокол Галина Іванівна
Україна. Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара.
Доктор технічних наук, професор, Сфера інтересів – генерування та розповсюдження акустичних коливань



Некрасов Валерій Євгенович
Україна. Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара.
магістр
Сфера інтересів – чисельні методи у прикладних задачах аерогідромеханіки



Жмурко Владислав Семенович
Україна. Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара.
Бакалавр
Сфера інтересів – безпілотні літальні апарати

АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ПРОГРАММНЫХ ДВИЖЕНИЙ МАНИПУЛЯТОРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ MATHCAD

Н. С. Ащепкова

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна 72,
м. Дніпро, 49010, Україна

Аннотация. Предложен метод анализа устойчивости программных движений манипулятора с использованием пакета прикладных программ Mathcad. Задача синтеза алгоритма управления манипулятором сводится к задаче определения коэффициентов матричной передаточной функции регулятора, удовлетворяющих условиям устойчивости и качества переходных процессов. Данный метод может использоваться для анализа управляемости манипулятора на этапе проектирования; позволяет определить влияние конструктивных, кинематических и динамических параметров на управляемость манипулятора и выполнить математическое моделирование движения манипулятора.

Ключевые слова: МАНИПУЛЯТОР, ПРОГРАММНЫЕ ДВИЖЕНИЯ, СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ.

Анотация. Запропоновано метод аналізу стійкості програмних рухів маніпулятора з використанням пакета прикладних програм Mathcad. На основі кінематичної схеми маніпулятора сформовані матриці однорідних перетворень Денавіта Хартенберга та складена математична модель розширеного об'єкта керування. Представлено структурну схему системи керування розширеним об'єктом керування, що складається з маніпулятора й виконавчого пристрою. Для прикладу, розглянуті лінійні рівняння маніпулятора, приводів, вимірника й регулятора. Завдання синтезу алгоритму керування маніпулятором зводиться до завдання визначення коефіцієнтів матричної передатної функції регулятора, що задовольняють умовам стійкості і якості перехідних процесів. Математичне моделювання програмних рухів маніпулятора виконано з використанням пакета прикладних програм Mathcad. Аналіз результатів моделювання дозволяє оцінити: робочий простір маніпулятора, швидкодія системи керування, точність позиціонування схвату, залежність помилки позиціонування схвату від характеру навантаження й закону руху. Зміна динамічних характеристик розширеного об'єкта управління обумовлює зміну керованості систем, для розглянутого прикладу $\text{rang } Q = 2$, тобто система повністю керована.

Даний метод може використовуватися для аналізу керованості маніпулятора на етапі проектування; дозволяє визначити вплив конструктивних, кінематичних і динамічних параметрів на керованість маніпулятора й виконати математичне моделювання руху маніпулятора. Наведено розрахункові приклади, які підтверджують доцільність і ефективність використання пакета прикладних програм Mathcad для вирішення даного типу завдань.

Ключові слова: МАНИПУЛЯТОР, ПРОГРАМНІ РУХИ, СИСТЕМА КЕРУВАННЯ.

Abstract. The method of the stability analysis of the manipulator program movements with use of Mathcad applied programs package is offered. On the basis of the manipulator's kinematic scheme, the matrices of homogeneous transformations of Denavit Hartenberg are formed and a mathematical model of the extended control object is drawn up. An outline of an extended object control system consisting of a manipulator and an actuator is presented. For example, the linear equations of the manipulator, actuators, meter and controller are considered. The task of synthesizing the manipulator control algorithm is to determine the coefficients of the matrix transfer function of the controller that satisfy the conditions of stability and quality of transients. Mathematical modeling of manipulator programmatic movements was performed using the Matchad application package. The analysis of simulation results allows us to evaluate: manipulator workspace, control system performance, grip positioning accuracy, dependence of grip positioning error on the nature of load and the law of motion. A change in the dynamic characteristics of an extended control object causes a change in the controllability of systems, for the considered example $\text{rang } Q = 2$, i.e. the system is fully controllable.

This method can be used to analyze the manipulation of the manipulator at the design stage; allows to determine the influence of design, kinematic and dynamic parameters on the manipulation of the manipulator and perform mathematical modeling of the manipulator motion. Calculation examples are given that confirm the expediency and effectiveness of using the Mathcad application software package to solve this type of problem.

Key words: the MANIPULATOR, PROGRAM MOVEMENTS, CONTROL SYSTEM.

Введение

В настоящее время расширяется

область применения манипуляторов. Это приводит к повышению требований к качеству программных движений

манипулятора: устойчивости программных движений, точности позиционирования, уменьшению времени переходных процессов и т.д.

Постановка задачи

Для обеспечения качества программных движений манипулятора, уменьшения ошибок позиционирования и обеспечения качественного регулирования применяют системы управления с использованием обратных связей.

Рассмотрим задачу стабилизации программных движений манипулятора, представляющую собой задачу синтеза алгоритма управления для обеспечения асимптотической устойчивости программного движения $q_p(t)$ при $t \in [t_0, t_f]$ при выполнении ограничений на быстродействие, перерегулирование, колебательность, степень устойчивости и т.д.

Динамика манипулятора описывается уравнением Лагранжа, которое часто представляется в виде [4, 5, 7, 8]:

$$A^*(q, \xi)\ddot{q} + B^*(q, \dot{q}, \xi)\dot{q} = \delta, \quad (1)$$

а динамика приводов [7, 8]

$$T_1\ddot{\delta} + T_2\dot{\delta} + T_3\delta + T_4M_H(q, \dot{q}, \xi) = KU, \quad (2)$$

где $A^*(q, \xi)$ – матрица размерности $n \times n$, зависящая от конфигурации манипулятора;

$B^*(q, \dot{q}, \xi)$ – вектор-столбец размерности $n \times 1$;

q – вектор обобщенных координат манипулятора;

q' – вектор обобщенных скоростей манипулятора;

ξ – вектор геометрических и массово-инерционных параметров манипулятора;

δ – вектор-столбец размерности $n \times 1$ усилий и моментов в приводах манипулятора;

M_H – вектор-столбец размерности $n \times 1$ моментов внешних нагрузок на выходных валах приводов;

U – вектор-столбец размерности $n \times 1$ управляющих сигналов.

Анализ литературы

Система уравнений (1, 2) описывает расширенный объект управления, состоящий из манипулятора и

исполнительного устройства, и используется для синтеза системы управления структурная схема которой представлена на рис. 1.

Для примера, рассмотрим линейные уравнения манипулятора, приводов, измерителя и регулятора. Тогда, уравнение расширенного объекта управления

$$A\bar{x} + B\bar{\delta} = \dot{\bar{x}},$$

где \bar{x} – вектор-столбец размерности $n \times 1$ переменных состояния расширенного объекта управления;

$\bar{\delta}$ – вектор-столбец управлений размерности $m \times 1$, $m \leq n$;

A – матрица собственных значений расширенного объекта управления размерности $n \times n$;

B – вектор-столбец размерности $n \times m$.



Рисунок 1 – Структурная схема системы управления с идеальным регулятором

Управляющее воздействие задано уравнением

$$\bar{\delta} = \bar{U} - p \cdot \bar{y},$$

где \bar{U} – командный входной сигнал управления;

\bar{y} – вектор-столбец выходных координат объекта управления размерности $r \times 1$, $r \leq n$;

p – матрица коэффициентов системы управления размерности $1 \times n$.

Уравнение измерительного устройства

$$\bar{y} = C \cdot \bar{x},$$

где C – матрица измерений размерности $r \times n$.

Предположим, что измерительное устройство работает идеально, т.е. без искажения измеряет все переменные состояния расширенного объекта управления, тогда $C = I$, а, следовательно, $\bar{y} = I \cdot \bar{x} = \bar{x}$. В этом случае структурная схема системы

управления будет иметь вид представленный на рис.2.

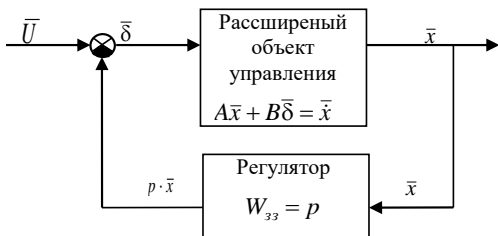


Рисунок 2 – Структурная схема системы управления с идеальным регулятором

Задача синтеза алгоритма управления манипулятором сводится к задаче определения коэффициентов матрицы P , удовлетворяющих условиям устойчивости и качества переходных процессов.

Под полной управляемостью динамической системы понимают наличие такого управляющего сигнала, который за ограниченный промежуток времени способен перевести все n переменных состояния расширенного объекта управления из заданных начальных состояний в требуемые конечные состояния. Причем, для полной управляемости необходимо и достаточно, чтобы ранг матрицы управляемости был равен порядку динамической системы [4,6 - 8]:

$$\text{rang } Q_y = n,$$

где $Q_y = [B \quad AB \quad A^2B \quad \dots \quad A^{n-1}B]$ – матрица

управляемости размерности $n \times n \cdot m$;

A – матрица собственных значений расширенного объекта управления размерности $n \times n$;

B – вектор-столбец размерности $n \times m$.

Цель исследования

Разработка метода анализа устойчивости программных движений манипулятора в среде Mathcad.

Материалы и методы исследования

Математическая постановка задачи и начальные условия. Исходными данными являются [1, 2, 5, 7]:

- кинематическая схема

манипулятора,

- геометрические размеры и плотности звеньев манипулятора,
- требуемый закон движения схвата манипулятора,
- начальное положение звеньев,
- информация о нагрузке.

С каждым звеном манипулятора свяжем правую декартову систему координат $O_i X_i Y_i Z_i$. Начало отсчета O_i расположим в центре шарнира, одну координатную ось направим по оси шарнира, вторую координатную ось направим вдоль оси симметрии звена, третья координатная ось дополняет систему до правой [1, 2, 7, 8]. Движение манипулятора определяется изменением во времени обобщенных координат $q_i(t)$, которыми являются углы поворота - во вращательных, и перемещения - в поступательных кинематических парах.

Определим линейную скорость и ускорение особой точки в системе координат связанной с основанием робота.

Учитывая, что \vec{r}_p^n определяет положение точки P n -го звена в системе координат связанной с n -ым звеном, получим:

$$\vec{v}_p^0 = \dot{\vec{r}}_p^0 = \frac{d}{dt} (T_n \cdot \vec{r}_p^n) = \frac{d}{dt} T_n \cdot \vec{r}_p^n,$$

$$\vec{a}_p^0 = \ddot{\vec{r}}_p^0 = \frac{d^2}{dt^2} (T_n \cdot \vec{r}_p^n) = \frac{d^2}{dt^2} T_n \cdot \vec{r}_p^n.$$

Согласно [2]:

$$\frac{d}{dt} T_i = \sum_{k=1}^i \frac{\partial T_i}{\partial q_k} \cdot \dot{q}_k; \quad \frac{\partial T_i}{\partial q_k} = \begin{cases} U_{ik}, & k \leq i; \\ 0, & k > i; \end{cases}$$

$$U_{ik} = A_0^1 \cdot A_1^2 \cdot \dots \cdot \frac{d A_{k-1}^k}{dq_k} \cdot \dots \cdot A_{n-1}^n = A_0^1 \cdot A_1^2 \cdot \dots \cdot \Omega_i \cdot A_{i-1}^i \cdot \dots \cdot A_{n-1}^n;$$

$$\frac{d^2}{dt^2} T_i = \sum_{j=1}^i \sum_{k=1}^i V_{ijk} \cdot \dot{q}_j \cdot \dot{q}_k + \sum_{j=1}^i U_{ij} \cdot \ddot{q}_j;$$

$$V_{ijk} = \frac{dU_{ij}}{dq_k} = V_{ikj};$$

$$U_{ijk} = \begin{cases} A_0^1 \cdot A_1^2 \cdot \dots \cdot A_{i-2}^{i-1} \cdot \frac{d A_{i-1}^i}{dq_i} \cdot \dots \cdot A_{k-2}^{k-1} \cdot \frac{d A_{k-1}^k}{dq_k} \cdot \dots \cdot A_{n-1}^n, & j > k, \\ A_0^1 \cdot A_1^2 \cdot \dots \cdot A_{k-2}^{k-1} \cdot \frac{d A_{k-1}^k}{dq_k} \cdot \dots \cdot A_{i-2}^{i-1} \cdot \frac{d A_{i-1}^i}{dq_i} \cdot \dots \cdot A_{n-1}^n, & j < k, \\ A_0^1 \cdot A_1^2 \cdot \dots \cdot A_{j-2}^{j-1} \cdot \frac{d^2 A_{j-1}^j}{dq_j^2} \cdot \dots \cdot A_{n-1}^n, & j = k. \end{cases}$$

Кинетическую энергию манипулятора

определим по формуле [4-6]:

$$Ek = 0.5 \cdot \sum_{i=1}^n tr \left(\frac{d}{dt} T_i \cdot H_i \cdot \left(\frac{d}{dt} T_n \right)^T \right),$$

$$H_i = \begin{bmatrix} J_{xx}^{(i)} & J_{xy}^{(i)} & J_{xz}^{(i)} & m_i \cdot x_i \\ J_{yx}^{(i)} & J_{yy}^{(i)} & J_{yz}^{(i)} & m_i \cdot y_i \\ J_{zx}^{(i)} & J_{zy}^{(i)} & J_{zz}^{(i)} & m_i \cdot z_i \\ m_i \cdot x_i & m_i \cdot y_i & m_i \cdot z_i & m_i \end{bmatrix},$$

где H_i – матрица, характеризующая инерцию i -го звена;

m_i – масса i -го звена;

x_i, y_i, z_i – координаты центра тяжести i -го звена в системе координат связанной с i -ым звеном; $J_{xx}^{(i)}, J_{xy}^{(i)}, \dots, J_{zz}^{(i)}$ – элементы тензора инерции, вычисляемые для i -го звена в системе координат связанной с i -ым звеном.

Потенциальную энергию манипулятора вычислим по формуле [1-3, 7]:

$$Ep = - \sum_{i=1}^n m_i \cdot G^T \cdot T_i \cdot \bar{P}_i,$$

$$G^T = [0 \quad 0 \quad -g \quad 0]$$

где g – ускорение свободного падения.

Уравнение Лагранжа II-го рода имеет вид:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial Ek}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial Ek}{\partial q_i} + \frac{\partial Ep}{\partial q_i} = F_i, \quad (3)$$

где F_i – обобщенные не потенциальные силы, т.е. проекции на оси кинематических пар моментов (если пары вращательные) и сил (если пары поступательные).

После преобразований (3), запишем уравнение Лагранжа II-го рода в матричном виде [1, 2, 5]:

$$\sum_{i=j}^n \sum_{k=1}^i tr(U_{ij} \cdot H_i \cdot U_{ik}^T) \cdot \ddot{q}_k +$$

$$+ \sum_{i=j}^n \sum_{k=1}^i \sum_{l=1}^i tr(U_{ij} \cdot H_i \cdot U_{il}^T) \times$$

$$\times \dot{q}_k \dot{q}_l - \sum_{i=j}^n m_i \cdot G^T \cdot U_{ij} \cdot \bar{P}_i = F_i.$$

Результаты исследований

Пакет прикладных программ Mathcad позволяет выполнить кинематический и

динамический анализ, оценить точность позиционирования и пределы досягаемости схвата путём решения линейных и нелинейных алгебраических, дифференциальных уравнений и систем уравнений; выполнением операций с векторами, матрицами и полиномами [9-10]. Метод кинематического и динамического анализа манипулятора с использованием Mathcad предложен автором в [2], анализ точности позиционирования манипулятора с использованием Mathcad предложен автором в [3].

Проиллюстрируем применение данного алгоритма с использованием Mathcad. Кинематическая схема манипулятора представлена на рис. 3.

Предположим, что известны законы изменения обобщенных координат

$$q_1(t) = 0.1t^2 + 0.01t,$$

$$q_2(t) = 0.025t + 0.1,$$

$$q_3(t) = 0.03t + 0.15;$$

начальные положения звеньев манипулятора $q_1(t_0) = 0, q_2(t_0) = 0.1, q_3(t_0) = 0.15$; в системе $X_2Y_2Z_2$ координаты полюса схвата в начальный момент времени $P(0; 0.3; 0)$.

Алгоритм кинематического и динамического анализа манипулятора с использованием Mathcad подробно изложен в статье [2]. Воспользуемся изложенными в [2] результатами для анализа управляемости манипулятора.

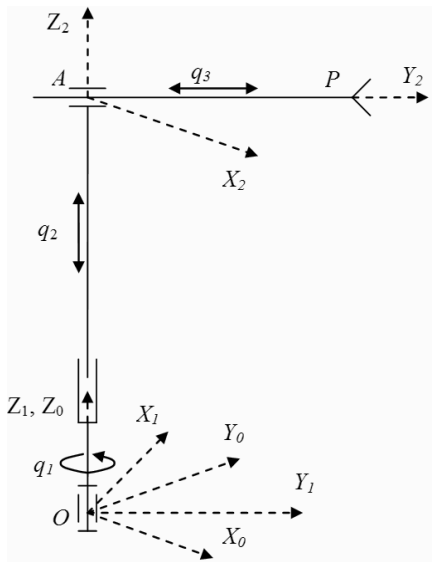


Рисунок 3 – Кинематическая схема манипулятора

В каждой кинематической паре введём правые системы координат $X_i Y_i Z_i$. Для рассматриваемого примера на основании [2] получим

$$A_0^1 = A_v(\vec{k}, q_1), \quad A_1^2 = A_v(\vec{k}, q_2), \quad A_2^3 = A_r(\vec{j}, q_3), \dots, A_{n-1}^n = A_v(\vec{i}, q_n).$$

Составим цепочку перемещений от 0 – го звена (основания манипулятора) до 3 – го звена, относительно которого особая точка неподвижна:

$$0 \xrightarrow{A_v(\vec{k}, q_1)} 1 \xrightarrow{A_v(\vec{k}, q_2)} 2 \xrightarrow{A_r(\vec{j}, q_3)} 3.$$

Составим матрицы преобразования координат Денавита-Хартенберга [1-3, 7]:

$$A_2^3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & q_3(t) \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad A_1^2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & q_2(t) \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$A_0^1 = \begin{bmatrix} \cos q_1(t) & -\sin q_1(t) & 0 & 0 \\ \sin q_1(t) & \cos q_1(t) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Составим матричное уравнение Лагранжа II рода, для этого воспользуемся служебными матрицами (приложение 1).

Составим матрицы A и B для уравнений Лагранжа II рода, блочную матрицу управляемости Q и рассчитаем ее

ранг.

Изменение динамических характеристик расширенного объекта управления обуславливает изменение управляемости системы. Для рассмотренного примера $\text{rang } Q=2$, т.е. система полностью управляема.

Выводы

Данный метод может использоваться для анализа управляемости манипулятора на этапе проектирования; позволяет определить влияние конструктивных, кинематических и динамических параметров на управляемость манипулятора и выполнить математическое моделирование движения манипулятора.

Анализ результатов моделирования позволяет оценить:

- рабочее пространство манипулятора,
- быстродействие системы управления,
- точность позиционирования схвата,
- зависимость ошибки позиционирования схвата от характера нагрузки и закона движения.

Результаты моделирования могут быть представлены в виде таблиц и графиков, которые можно импортировать в документы и презентации.

Приведены расчетные примеры подтверждающие целесообразность и эффективность использования пакета прикладных программ Mathcad для решения данного типа задач.

Библиографические ссылки

1. Ащепкова Н. С. Моделирование и кинематический анализ кривошипно-шатунного механизма. *Вісник НТУ "ХПИ". Серія: Інформатика і моделювання*. Харків, 2014. № 62. С. 3 – 12.
2. Ащепкова Н. С. Метод кинематического и динамического анализа манипулятора с использованием Mathcad. *Восточно-Европейский журнал передовых технологий*. Харьков, 2015. № 5/7

- (77). С. 54 – 63.
- Ащепкова Н. С. Моделирование та аналіз точності позиціонування маніпулятора. *Вісник НТУ "ХПИ". Серія: Механіко-технологічні системи та комплекси*. Харків, 2017. № 19 (1241). С. 34 – 42.
 - Зенкевич С. Л., Ющенко А. С. Основы управления манипуляционными роботами: учебник для вузов. Москва: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 480 с.
 - Колобін С. А. Динамика робототехнических систем. Уч. пособие. Санкт-Петербург: Университет ИТМО, 2017. 117 с.
 - Шашихин В.Н. Современные проблемы автоматического управления. Санкт-Петербург: Изд-во Политехн. ун-та, 2017. 210 с.
 - Шахинпур М. Курс робототехники. Пер. с англ. Москва: Мир, 1990. 527 с.

- Юревич Е. И. Основы робототехники. Санкт-Петербург: Питер, 2005. 252 с.
- Maxfield B. Engineering with Mathcad: using Mathcad to create and organize your engineering calculation. Butterworth-Heinemann, 2016. 512 p.
- Maxfield B. Essential Mathcad for Engineering, Science, and Math. Academic Press, 2009. 528 p.

Надійшла до редколегії 14.11.2019р.

Відомості про автора



Ащепкова Наталія Сергіївна, Україна. Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара. Кандидат техн. наук, доцент. Сфера інтересів – динаміка та керування рухом мобільних об'єктів змінної конфігурації.

Приложение 1

$$\Omega_{c_i2} := \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad \Omega_{c_j2} := \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad \Omega_{c_k2} := \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$\Omega_{b_i2} := \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad \Omega_{b_j2} := \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad \Omega_{b_k2} := \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$H1 := \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.2 & 0.6 \\ 0 & 0 & 0.6 & 1 \end{pmatrix} \quad H2 := \begin{pmatrix} 1.5 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.8 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.8 & 0.8 \\ 0 & 0 & 0.8 & 1 \end{pmatrix} \quad H3 := \begin{pmatrix} 1.5 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.8 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.8 & 0.8 \\ 0 & 0 & 0.8 & 1 \end{pmatrix}$$

$$U_{11}(t) := \Omega_{b_k} \cdot A10(t) \quad U_{12}(t) := 0 \quad U_{13}(t) := 0 \quad U_{111}(t) := (\Omega_{b_k2}) \cdot A10(t)$$

$$U_{21}(t) := \Omega_{b_k} \cdot A10(t) \cdot A21(t) \quad U_{22}(t) := A10(t) \cdot \Omega_{c_k} \cdot A21(t)$$

$$U_{211}(t) := (\Omega_{b_k2}) \cdot A10(t) \cdot A21(t) \quad U_{212}(t) := \Omega_{b_k} \cdot A10(t) \cdot \Omega_{c_k} \cdot A21(t) \quad U_{213}(t) := 0$$

$$U_{221}(t) := \Omega_{b_k} \cdot A10(t) \cdot \Omega_{c_k} \cdot A21(t) \quad U_{222}(t) := A10(t) \cdot (\Omega_{c_k2}) \cdot A21(t) \quad U_{223}(t) := 0$$

$$U_{31}(t) := \Omega_{b_k} \cdot A10(t) \cdot A21(t) \cdot A32(t) \quad U_{32}(t) := A10(t) \cdot \Omega_{c_k} \cdot A21(t) \cdot A32(t) \quad U_{33}(t) := A10(t) \cdot A21(t) \cdot \Omega_{c_j} \cdot A32(t)$$

$$U_{311}(t) := (\Omega_{b_k2}) \cdot A10(t) \cdot A21(t) \cdot A32(t) \quad U_{312}(t) := \Omega_{b_k} \cdot A10(t) \cdot \Omega_{c_k} \cdot A21(t) \cdot A32(t) \quad U_{313}(t) := \Omega_{b_k} \cdot A10(t) \cdot A21(t) \cdot \Omega_{c_j} \cdot A32(t)$$

$$U_{321}(t) := \Omega_{b_k} \cdot A10(t) \cdot \Omega_{c_k} \cdot A21(t) \cdot A32(t) \quad U_{322}(t) := A10(t) \cdot (\Omega_{c_k2}) \cdot A21(t) \cdot A32(t) \quad U_{323}(t) := A10(t) \cdot \Omega_{c_k} \cdot A21(t) \cdot \Omega_{c_j} \cdot A32(t)$$

$$U_{331}(t) := \Omega_{b_k} \cdot A10(t) \cdot A21(t) \cdot \Omega_{c_j} \cdot A32(t) \quad U_{332}(t) := A10(t) \cdot \Omega_{c_k} \cdot A21(t) \cdot \Omega_{c_j} \cdot A32(t) \quad U_{333}(t) := A10(t) \cdot A21(t) \cdot (\Omega_{c_j2}) \cdot A32(t)$$

НАЗЕМНЕ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВІДПРАЦЮВАННЯ ЕЛЕМЕНТІВ АВТОМАТИКИ ПНЕВМОГІДРАВЛІЧНИХ СИСТЕМ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ

О.М. Пономарьов

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна 72,
м. Дніпро, 49010, Україна, e-mail: alenx2@gmail.com*

Анотація. Дослідження направлені на підвищення рівня надійності виробів авіаційно-космічної галузі. Описано застосування систем функціональної діагностики при стендових випробуваннях. Розглядаються результати експериментальних досліджень елементів автоматики пневмогідролічних систем живлення ракетних двигунів. Наведена методика обробки експериментальних даних імпульсно-акустичного методу діагностики із застосуванням математичного апарату розпізнавання образів. Наведені вирішальні правила розпізнавання технічного стану об'єкта діагностування по результатам випробувань.

Ключові слова: ТЕХНІЧНА ДІАГНОСТИКА, КОНТРОЛЬ, ВИПРОБУВАННЯ, НАДІЙНІСТЬ, ВІБРОДІАГНОСТИКА.

Abstract. The design and production of sophisticated technical systems, which include modern rockets and other aircraft, requires their reliability and trouble-free operation. To achieve the required level of reliability of aerospace products, a wide variety of test methods are applied at all stages of the life cycle. One of the most important systems of the launch vehicle is the pneumatic hydraulic power system of the liquid rocket propulsion system. Development of new and improvement of existing methods of control and diagnostics is one way of increasing the design and technological reliability of products of aviation and space technology. The use of functional diagnostics systems for bench and flight tests significantly increases the reliability and efficiency of space rocket technology. Researches are directed on increase of a level of reliability of products of aerospace branch. Application of systems of functional diagnostics is described at bench tests. The results of experimental researches of elements of automatics of pneumatic hydraulic power supply systems of liquid rocket engines are considered. The technique of processing of experimental data of a pulsing-acoustic method of diagnostics with use of the mathematical technology of recognition of images is presented. Deciding rules of recognition of a technical condition of object of diagnosing by results of tests are resulted. The developed method with a high degree of accuracy allows to determine the technical condition of the object of diagnosis as defective or to detect the presence of characteristic defects. Experimental testing and the proposed method of processing the results showed the efficiency of the method.

Key words: TECHNICAL DIAGNOSTICS, CONTROL, TESTING, RELIABILITY, VIBRATION-BASED DIAGNOSTICS.

Анотация. Исследования направлены на повышение уровня надежности изделий авиационно-космической отрасли. Описано применение систем функциональной диагностики при стендовых испытаниях. Рассматриваются результаты экспериментальных исследований элементов автоматики пневмогидравлических систем питания жидкостных ракетных двигателей. Представлена методика обработки экспериментальных данных импульсно-акустического метода диагностики с использованием математического аппарата распознавания образов. Приведены решающие правила распознавания технического состояния объекта диагностирования по результатам испытаний.

Ключевые слова: ТЕХНИЧЕСКАЯ ДИАГНОСТИКА, КОНТРОЛЬ, ИСПЫТАНИЯ, НАДЕЖНОСТЬ, ВИБРОДИАГНОСТИКА.

Вступ

Проектування і виробництво складних технічних систем, як сучасна ракета і інші літальні апарати, вимагає забезпечення їх надійності і безаварійної експлуатації. Для досягнення необхідного рівня надійності ракетно-космічної техніки застосовується широкий спектр методів випробувань на всіх етапах життєвого циклу. Однією з найважливіших систем ракети-носія є пневмогідролічна система

живлення рідинного ракетного двигуна.

Розробка нових методів контролю і діагностики є одним із способів підвищення проектно-технологічної надійності виробів ракетно-космічної техніки. Особливість системи функціональної діагностики полягає в тому, що для її роботи на випробовуваний об'єкт не подаються жодні дії від засобів діагнозу. Вживання систем функціональної діагностики при стендових і льотних випробуваннях істотно підвищує

надійність і працездатність ракетно-космічної техніки. [1].

Постановка задачі

На підставі проведеного дослідження конструкцій елементів автоматики пневмогідрравлічних систем живлення рідинних ракетних двигунних установок визначені об'єкти діагностування – електропневмоклапани (ЕПК), електрогідроклапани (ЕГК).

На підставі статистичних даних відробітку і експлуатації агрегатів автоматики, виробництва для вказаних конструкцій визначені найбільш характерні несправності: заїдання, заклинювання, поява надирів, розклепування або розтріскування елементів ущільнювачів, попадання чужорідних часток, неповне відкриття, неповне закриття, неточність спрацювання за часом.

Поставлено завдання діагностування стану елементів автоматики систем живлення – клапанів, регуляторів, перемикачів, деталі яких при спрацюванні здійснюють поступальну ходу із зупинкою. Внаслідок цього вони видають короткочасний (імпульсний) віброакустичний сигнал, який є носієм інформації про технічний стан об'єкту. Виміри і подальша обробка з використанням методів аналізу для ударної вібрації дозволяє використовувати даний сигнал як контрольований параметр функціональної діагностики [2, 3].

Рішення задачі

Для початкового експериментального відпрацювання методики був вибраний серійний нормально закритий ЕПК прямої дії. Для проведення досліджень розроблена і змонтована експериментальна установка (Рисунок 1), що складається з платформи для закріплення досліджуваного клапана і зв'язаного трубопроводу, вимірювальних датчиків акустики і вібрації, аналого-цифрового перетворювача і ЕОМ [4].

На етапі випробувань як вимірювані контрольовані параметри реєструвалися акустичні сигнали і значення вібрацій на клапані і зв'язаному елементі трубопроводу. Для випробувань було відібрано п'ять справних однакових

клапанів з однієї партії, які пройшли заводський контроль.

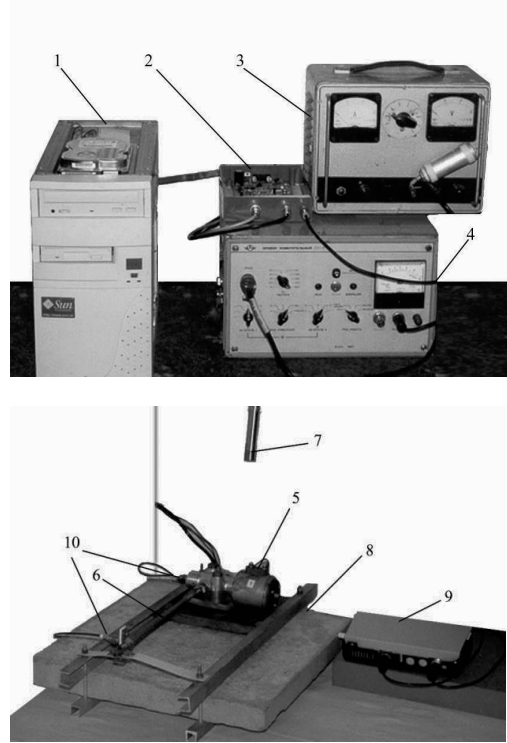


Рисунок 1 – Експериментальна установка:

1 – персональний комп'ютер; 2 – АЦП (на базі контролера ADUC-812 (Analog Device) (8 каналів АЦП, 1 канал ЦАП, 12 біт, частота дискретизації – 200000 вим/сек); 3 – блок живлення (24 В); 4 – вимірювальний прилад шуму та вібрації (ИШВ-1); 5 – випробуваний клапан; 6 – елемент трубопроводу; 7 – мікрофонний капсуль конденсаторний М 101 з попереднім підсилювачем; 8 – стенова плита; 9 – попередній підсилювач віброперетворювачів; 10 – п'єзо-електричні віброперетворювачі Д 14.

На першому етапі проводилися багатократні випробування працездатних клапанів. При вимірах реєструвався процес тривалістю 6 мс (300 точок відліку). На підставі цих даних були отримані усередненні еталонні значення параметрів що контролюються для справних клапанів (акустичні портрети справних об'єктів).

На другому етапі моделювалися несправні стани клапанів. По черзі штучно вносилися характерні несправності, для цих несправностей повторювалася процедура вимірів. В результаті отримані усереднені «портрети несправних станів клапанів».

Аналіз і обробка отриманих даних проводилися із застосуванням статистичних методів розпізнавання образів – оцінювався розбіг вимірюваних значень контрольованого сигналу, проводилися порівняння енергетичних показників сигналу.

Для обробки експериментальних даних застосовувалася наступна методика:

1. Вихідні дані:

$X_{ij}(k)$ – функція вихідного сигналу;

$i = 1, 2, \dots, m, m = 5$ – номер клапана;

$j = 1, 2, \dots, n, n = 20$ – номер реалізації виміру;

$k = 1, 2, \dots, N, N = 100$ – дискретні відліки.

2. Загрузка вихідних даних:

$X_{1j}(k), X_{2j}(k), X_{3j}(k), X_{4j}(k), X_{5j}(k)$.

3. Послідовність обробки сигналу

3.1. Нормування сигналу

$$S_{ij}(k) = \frac{X_{ij}(k)}{\sqrt{\mathcal{E}_{ij}}} \quad (1)$$

де $\mathcal{E}_{ij} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N X_{ij}^2(k)$ – енергія сигналу.

Нормування забезпечує приведення амплітуди сигналів до єдиного безрозмірного масштабу, зручного для подальших операцій.

3.2. Усреднювання вибірки для $n = 20$ вимірів кожного клапана

$$\bar{S}_i(k) = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n S_{ij}(k) \quad (2)$$

3.3. Розрахунок дисперсії

$$\bar{D}_i(k) = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n (\bar{S}_i(k) - S_{ij}(k))^2.$$

3.4. Статистичний портрет норми

$$\bar{S}_n(k) = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \bar{S}_i(k) \quad (3)$$

За результатами випробувань справних клапанів отримуємо статистичний портрет норми справного стану.

3.5. Розрахунок дисперсії норми

$$\bar{D}_n(k) = \frac{1}{mn} \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n (\bar{S}_n(k) - S_{ij}(k))^2.$$

3.6. Обчислення порогових значень норми:

верхній поріг:

$$S_n P(k) = \bar{S}_n(k) + 2\sqrt{\bar{D}_n(k)};$$

нижній поріг:

$$S_n O(k) = \bar{S}_n(k) - 2\sqrt{\bar{D}_n(k)}.$$

3.7. Розрахунок числових показників надійності (доповнення до портрету)

$$S_n = \frac{1}{mNn} \sum_{k=1}^N \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n S_{ij}(k) \quad (4)$$

3.8. Розрахунок дисперсії

$$D_n = \frac{1}{mNn} \sum_{k=1}^N \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n (S_n - S_{ij}(k))^2.$$

3.9. Знаходження числа викидів в нормі

$$M_n = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m M_{ij} \quad (5)$$

Для розпізнавання застосовані наступні вирішальні правила:

а) експертна оцінка відхилення поведінки контрольованого сигналу від норми – у тому числі візуальне порівняння характеру контрольованого сигналу;

б) попередня оцінка характеру сигналу, що включає порівняння нормованого сигналу $S_j(k)$ досліджуваного стану із статистичним портретом норми $\bar{S}_n(k)$ і

пороговими значеннями норми. Якщо функція контрольованого сигналу «входить» в область «норми», то його можна вважати відповідним справному стану агрегату;

в) порівняння числових показників – нормального відхилення і дисперсії (S_n, D_n) для свідомо справного і досліджуваного клапанів;

г) оцінювання числа викидів з «норми» (M_n) для свідомо справного і досліджуваного клапанів;

д) порівняння енергетичних характеристик контрольованого сигналу для справного і досліджуваного клапанів.

Поведінка сигналу, реєстрованого в усіх точках виміру за наявності несправності, істотно відрізняється від сигналів, отриманих на справному клапані. Мають місце як аномальні викиди по амплітуді сигналів, так і відхилення за часом появи максимумів амплітуд віброприскорень і акустичного сигналу. Це дозволяє за першою оцінкою підтвердити наявність аномалій в роботі клапана.

Попередня оцінка характеру контрольованого сигналу дає наступні результати – при деформації штока або руйнуванні елемента ущільнювача статистичні портрети виходять за порогові

відхилення норми. Аналогічна ситуація спостерігалася і при просадці елементу ущільнювача клапана. Наявність несправностей такого роду і міри діагностується упевнено по статистичному портрету сигналів, що контролюються. Засмічення клапана сторонніми частками і також при незначних перекосах елементів ущільнювачів клапана по статистичних характеристиках віброакустичного сигналу практично знаходиться в межах норми.

Інформативність енергетичної характеристики сигналу відносно діагностування несправностей типу засмічення клапана декілька вище, ніж приведені статистичні характеристики. Порівняння енергії як акустичного сигналу, так і сигналу віброприскорень дозволяє ідентифікувати несправність, обумовлену попаданням сторонніх часток в зазор сідло-таріль. Проте, і в разі використання енергетичних характеристик, однозначного розпізнавання характеру несправності, тим більше, міри розвитку несправності, отримати не вдається. Оцінюючи працездатність і інформативність способу імпульсно-акустичної діагностики елементів автоматики, доводиться визнати необхідність подальшого відпрацювання методу. При цьому представляється доцільним як проведення випробувань елементів автоматики різних типів з різними несправностями, з метою набору статистичної інформації, так і розширення переліку вирішальних правил. Зокрема, найбільш інформативним може бути частотний аналіз контрольованого сигналу.

Також для ідентифікації застосовувалися методи спектрального аналізу, які дали впевненіші результати, що дозволило виділити інформативні компоненти досліджуваних сигналів. Для затвердження результатів ідентифікації застосовувалися методи математичного моделювання, впровадження яких дозволило підтвердити працездатність, достовірність і інформативність запропонованої методики.

Висновки

Розроблена методика з високою мірою достовірності дозволяє визначати

технічний стан об'єкту діагностування як справне або виявити наявність характерних дефектів обладнання. Експериментальне відпрацювання і запропонована методика обробки результатів показало працездатність методу. Розроблений і виготовлений експериментальний стенд дозволяє досліджувати різних типів елементів автоматики систем живлення ракет-носіїв. Отримані результати можуть бути використані в інших наукових дослідженнях, а також в практичних завданнях випробувань різних елементів і вузлів новостворюваних виробів ракетно-космічної техніки.

Бібліографічні посилання

1. Дорофеев А. А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование: учебник – 3-е изд., перераб. и доп. Москва: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 571 с.
2. Галеев А. Г. Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок. Руководство для инженеров-испытателей. Пересвет: Изд-во ФКП “НИЦ РКП”, 2010. 178 с.
3. Wei Zhang, Failure Characteristics Analysis and Fault Diagnosis for Liquid Rocket Engines, Springer-Verlag Berlin Heidelberg and National Defense Industry Press, 2016. 401 p.
4. A.N. Ponomaryov, A.V. Sichevoy. The Experimental Test Bench for Testing of Components of the Automatic Equipment of Spacecrafts and Carrier Rockets //Journal of Automation and Information Sciences, Volume 35, 2003 Issue 10 DOI: 10.1615/JAutomatInfScien.v35.i10.406.

Надійшла до редакції 22.11.2019

Відомості про автора



Пономарьов Олександр
Миколайович,
Україна. Дніпровський
національний університет
ім. Олеся Гончара.
Викладач.
Сфера інтересів – технічна
діагностика, випробування

ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ РАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

С. А. Плетень, А. Н. Петренко

*Днепро́вский национальный университет имени Олеса Гончара, пр. Гагарина 72, г. Днепр,
49010, Украина*

Анотация. Розглянуто електричні ракетні двигунні установки (ЕРДУ) з використанням холловського двигуна. Структура ЕРДУ включає: холловський двигун (ХД), систему зберігання та подачі робочої речовини (СЗП), систему перетворення енергії бортового джерела і систему автоматичного управління та контролю поточних параметрів двигунної установки. Задача полягає в розробці інформаційно-вимірювальної системи (ІВС), яка дозволяє здійснювати вимірювання поточних параметрів двигунної установки, проводити їх математичну обробку та реєстрацію для подальшого аналізу. ЕРДУ є складною фізичною системою, яка складається з підсистем, в яких протікають різні фізичні процеси. Ці процеси характеризуються значною кількістю параметрів і характеристик, які необхідно вимірювати та контролювати в процесі роботи ЕРДУ. Розглянуто параметри ЕРДУ які необхідно вимірювати в процесі функціонування двигунної установки. Визначено інформативні ознаки лабораторних та бортових підсистем ЕРДУ. Обґрунтовано необхідність розробки інформаційно-вимірювальної системи і необхідність створення двох різних ІВС – для використання у складі лабораторного обладнання, що дозволяє досліджувати та відпрацьовувати підсистеми ЕРДУ та використання у складі бортової системи управління та контролю. Лабораторна ІВС забезпечує вимірювання параметрів та умов тестування у вакуумній камері; режими роботи джерел живлення двигунної установки; режими роботи СЗП; температурні режими підсистем ЕРДУ (анодного блоку, катоду, системи подачі, системи перетворення енергії); тягу холловського двигуна, а також формування сигналів управління джерелами живлення, величиною витрат робочої речовини і лабораторним обладнанням. Бортова ІВС забезпечує вимірювання струму і напруги розряду між анодом і катодом; струми клапанів системи подачі; рівень високого і низького тиску СЗП; температури анодного блоку, катоду, системи перетворення енергії. Сформульовано завдання, що виконуються лабораторною та бортовою ІВС. Проведено вибір апаратних засобів реалізації ІВС. Проведена робота щодо створення програмних засобів, які забезпечують функціонування лабораторної ІВС.

Ключові слова: ІНФОРМАЦІЙНО-ВИМІРЮВАЛЬНА СИСТЕМА, ЕЛЕКТРИЧНА РАКЕТНА ДВИГУННА УСТАНОВКА, ХОЛЛОВСЬКИЙ ДВИГУН, СИСТЕМА ЗБЕРЕЖЕННЯ ТА ПОДАЧІ РОБОЧОЇ РЕЧОВИНИ, СИСТЕМА ПЕРЕТВОРЕННЯ ЕНЕРГІЇ, ВИМІРЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ, ОБРОБКА ДАНИХ.

Abstract. Considered electric propulsion systems (EPS) based on the Hall effect. Structure of EPS includes hall thruster (HT), xenon feed system (XFS), power processing unit and automatic control and monitoring system. The task is to design information-measuring system (IMS), which allows measurement of the current settings of EPS, conduct their mathematical processing and registration for further analysis. EPS is a complex physical system consisting of subsystems within which different physical processes. These processes are characterized by a large number of parameters and characteristics to be measured and controlled in the process EPS. Listed EPS parameters that should be measured in the operation of system. Determined informative signs of laboratory and onboard subsystems EPS. The necessity of development of information-measuring system and the need to create two different IMS - for use in laboratory equipment for research and testing of subsystems and EPS use in an onboard system management and control. Laboratory IMS provides measurement parameters and test conditions in a vacuum chamber; modes of power processing unit; XFS modes; EPS temperatures subsystem (anode, cathode, supply system, power conversion system); thrust of hall-effect thruster and forming control signals for power sources, flow of propellant and laboratory equipment. Onboard IMS provides measuring current and voltage discharge between the anode and the cathode; valve current of XFS; high and low level pressure of XFS; the temperature of the anode block, cathode, power processing unit. Formulated the tasks performed by the laboratory and on-board IMS. Made choice of hardware implementation of the IMS. The work on the creation of software for the operation of the IMS.

Keywords: INFORMATION-MEASURING SYSTEM, ELECTRIC PROPULSION SYSTEM, HALL THRUSTER, XENON FEED SYSTEM, POWER PROCESSING UNIT, MEASUREMENT OF PARAMETERS, DATA PROCESSING.

Аннотация. Рассмотрены существующие электрические ракетные двигательные установки (ЭРДУ) на эффекте Холла. Перечислены параметры ЭРДУ которые необходимо измерять. Определены информативные признаки лабораторных и бортовых подсистем ЕРДУ. Обоснована необходимость разработки информационно-измерительной системы (ИИС) и необходимости создания двух разных ИИС

- для использования в составе лабораторного оборудования, позволяющая исследовать и обрабатывать подсистем ЭРДУ и использования в составе бортовой системы управления и контроля. Сформулированы задачи, выполняемые лабораторной и бортовой ИИС. Проведен выбор аппаратных средств реализации ИИС. Проведена работа по созданию программных средств, обеспечивающих функционирование лабораторной ИИС.

Ключевые слова: ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА, ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ РАКЕТНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА, ХОЛЛОВСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ, СИСТЕМА ХРАНЕНИЯ И ПОДАЧИ РАБОЧЕГО ВЕЩЕСТВА, СИСТЕМА ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ЭНЕРГИИ, ИЗМЕРЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ, ОБРАБОТКА ДАННЫХ.

Введение

Электрические ракетные двигательные установки (ЭРДУ) все шире применяются на космических летательных аппаратах (КЛА). Эти двигательные установки применяются для решения следующих задач: ориентация и стабилизация КЛА, поддержание параметров орбиты, перевода КЛА с одной орбиты на другую, торможение КЛА после окончания срока функционирования.

ЭРДУ представляет собой сложную техническую систему, состоящую из ряда подсистем: электрического ракетного двигателя (ЭРД), системы хранения и подачи рабочего вещества (СХП), системы преобразования энергии (СПЭ) и системы автоматического управления и контроля (САУ). Структуру ЭРДУ в общем виде можно представить, как показано на рис. 1.

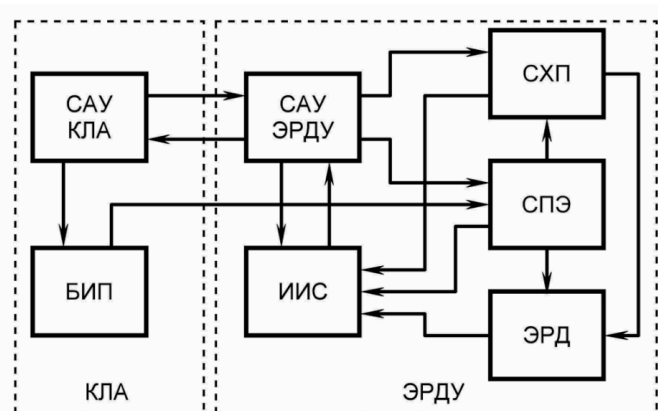


Рисунок 1 – Структурная схема ЭРДУ и её связь с КЛА

На рис. 1. кроме подсистем ЭРДУ показаны: бортовой блок управления КЛА (САУ КЛА), бортовой источник электропитания КЛА (БИП) и информационно-измерительная система (ИИС).

Постановка задачи

Необходимость разработки ИИС связана с тем, что ЭРДУ является сложной физической системой, состоящей из ряда подсистем, в которых протекают разнородные физические процессы, характеризуемые большим числом

параметров и характеристик, которые необходимо контролировать в процессе работы ЭРДУ. Исходя из этого ИИС включает: датчики, необходимых для измерения параметров ЭРДУ, цифровое устройство, обеспечивающее прием, обработку и хранение данных.

Решение задачи

ЭРДУ на базе холловского двигателя характеризуется следующими переменными:

- U_d, I_d – напряжение и ток разряда в ускорительном канале холлового двигателя;
- I_{em} – ток электромагнита, от которого зависит магнитная индукция в ускорительном канале;
- I_h – ток нагревателя полого катода;
- U_{iv} – напряжение, подаваемые на клапаны СХП;
- \dot{m}_1 – массовый расход рабочего вещества, подаваемый в анод холлового двигателя;
- \dot{m}_2 – массовый расход рабочего вещества, подаваемый в полый катод;
- p_i – значения давления рабочего вещества, измеряемого в заданных точках СХП;
- T_i – значения температуры, измеряемой в заданных точках ЭРДУ.

В ходе лабораторных испытаний дополнительно измеряются следующие параметры:

- F – тяга двигателя;
- p_{vc} – давление в вакуумной камере;
- P_{max} – максимальная потребляемая мощность ЭРДУ.

Следует отметить, что ИИС для лабораторной установки и бортовой ЭРДУ обеспечивает решение различных задач.

Лабораторная ИИС обеспечивает решение следующих задач:

- 1) Измерение и контроль параметров ЭРДУ и лабораторного оборудования.
- 2) Обработка, запись и хранение экспериментальных данных.
- 3) Визуальное отображение экспериментальных данных.
- 4) Установка рабочих режимов узлов ЭРДУ для проведения экспериментов и получения экспериментальных данных.
- 5) Управление режимами работы ЭРДУ и лабораторным оборудованием



Рисунок 2 – Структурная схема лабораторной ИИС

Лабораторная ИИС (рис. 2) обеспечивает измерение токов и напряжений различных подсистем ЭРДУ, величины давления в заданных узлах СХП и вакуумной камере, температуру подсистем ЭРДУ (анодного блока, катода, системы подачи, системы преобразования энергии) и тягу испытываемого ЭРД, а также управление источниками питания,

величиной расхода и лабораторным оборудованием.

Первый модуль позволяет измерять ток и напряжение. Второй модуль позволяет измерять температуру. Третий модуль обеспечивает измерения давления. Четвертый модуль обеспечивает измерения расхода рабочего вещества. Пятый – обеспечивает подключение тягомера. Шестой модуль – формирующий, позволяет

задавать управляющее напряжение для источника разряда, источника поджига, источника электромагнита и источника нагревателя катода. Седьмой – обеспечивает настройку расходомера. Восьмой модуль позволяет производить коммутацию силовых цепей стендового оборудования. Все модули гальванически развязаны от платы управления и подключены с использованием последовательной шины данных CAN, что позволяет управлять ПК.

На базе персонального компьютера (ПК) организованы: сервер обработки данных (СОД), сервер хранения данных (СХД) и блок визуализации/управления (БВУ). Для подключения СОД к шине данных используется адаптер CAN-USB. СОД опрашивает измерительные модули, преобразует полученную информацию и отправляет на СХД и БВУ. СХД обеспечивает запись информации в базу данных о ходе проведения экспериментов и обеспечивает хранение этой информации. БВУ позволяет выводить полученную информацию в режиме реального времени (в виде графиков и цифровых значений). Также БВУ позволяет задавать значения токов и напряжений источников электропитания, задавать расход для элементов ЭРДУ и управлять режимами работы оборудования испытательного стенда.

Для создания лабораторной ИИС были использованы следующие аппаратные средства: восемь модулей (5 измерительных, 3 управляющих); датчики: токов, напряжений, температуры, давления и расхода; устройство измерения тяги; источники: разряда, поджига, электромагнита и нагревателя катода; адаптер CAN-USB; ПК.

Для реализации программной части ИИС (управление модулями, сервер обработки данных, сервер базы данных, клиентская часть (устройство визуализации и управления)) использован язык программирования C/C++. Клиентская часть состоит из четырех частей:

1) программа, позволяющая строить двумерные графики фиксируемых данных в режиме реального времени, задавать значения таких параметров как ток/напряжение и включать/выключать питание элементов ЭРДУ;

2) программа, позволяющая выводить записи проведенных экспериментов (двухмерные графики) хранящиеся на сервере баз данных;

3) программа построения трехмерных графиков и

4) программа отображения/управления испытательным стендом.

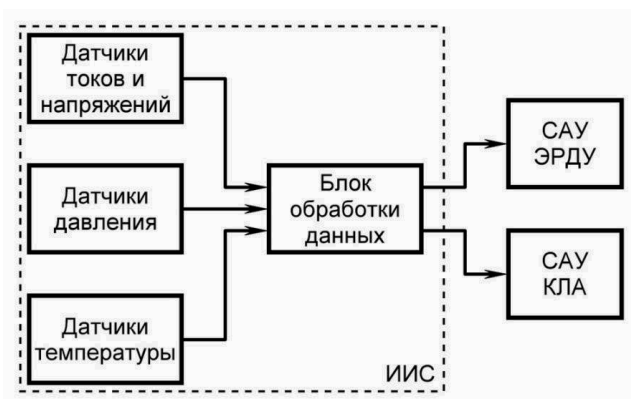


Рисунок 3 – Структурная схема бортовой ИИС.

Бортовая ИИС обеспечивает решение следующих задач:

1) Прием команд с САУ КЛА на включение и выключение.

2) Формирование последовательности команд на включение и выключение ЭРДУ.

3) Измерение и контроль параметров ЭРДУ.

4) Обработка измерений и выдача команд на управление ЭРДУ.

5) Формирование сигналов телеметрии и передача их в бортовую САУ.

Исходя из перечисленных задач, решаемых бортовой ИИС, предложена структурная схема, представленная на рис. 3.

Бортовая ИИС производит измерение тока и напряжение разряда между анодом и катодом; токи клапанов системы подачи; уровень высокого и низкого давления СХП; температуры анодного блока, катода, системы преобразования питания. Все измеренные параметры обрабатываются и формируются последовательные сигналы управления ЭРДУ, отправляемые на САУ, а также формируются пакеты данных для телеметрии, которые поступают на САУ КЛА.

Выводы

Проведен анализ элементов электрической ракетной двигательной установки, работающей на эффекте Холла.

Определены информативные признаки лабораторной и бортовой подсистемы ЭРДУ. Обоснована необходимость разработки информационно измерительной системы и необходимость создания двух различных ИИС – в составе бортовой и лабораторной ЭРДУ.

Сформулированы задачи, выполняемые лабораторной и бортовой ИИС. Проведен выбор аппаратных средств реализации ИИС. Проведена работа по созданию программных средств, обеспечивающих функционирование ИИС.

Библиографические ссылки

1. Архипов А. С., Ким В. П., Сидоренко Е. К. Стационарные плазменные двигатели Морозова. М.: МАИ, 2012. 292 с.
2. Малайчук В. П., Петренко О. М., Рожковський В. Ф. Обробка вимірювань і сигналів неруйнівного контролю. Д.: РВВ ДНУ, 2010. 140 с.
3. Петренко А. Н., Малайчук В. П. Автоматический контроль параметров электрических ракетных

двигательных установок // Вісник Дніпропетровського університету. № 4. Т. 25. 2017. Серія: Ракетно-космічна техніка. Випуск 20. С. 62-70.

4. Петренко А. Н., Малайчук В. П. Алгоритмы автоматического контроля параметров электрических ракетных двигательных установок // Вісник Дніпропетровського університету. № 4. Т. 25. 2017. Серія: Ракетно-космічна техніка. Випуск 20. С. 70-78.
5. Goebel D., Katz I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters // Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology. New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2008. 486 p.
6. Herscovitz J., Zuckerman Z., Lev D. LiteEPS – A New Affordable System Developed at Rafael for Large LEO Constellations // Georgia Institute of Technology. Presented at the 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-212, Atlanta, Georgia, USA, October 8-12, 2017.

Надійшла до редколегії 21.11.2019р

Сведения об авторах



Плетень Сергей Александрович, Украина. Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара. Аспирант. Сфера интересов - автоматизация и измерение.



Петренко Александр Николаевич, Украина. Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара. Профессор, доктор технических наук. Сфера интересов - электрические ракетные двигатели.

ДОСЛІДЖЕННЯ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ МЕТАЛЕВОЇ АРМАТУРИ В ГУМОТЕХНІЧНИХ ВИРОБАХ ПРИ ЇХ ВИГОТОВЛЕННІ

М. С. Хорольський, А. Ф. Санін

*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна, 72, м. Дніпро,
49010, Україна*

Анотація. В гумометалевих виробках (ГМВ) з тонкостінною арматурою для об'єктів ракетно-космічної техніки (РКТ) при їх виготовленні на границі «метал-адгезив-гума» виникає напружено-деформований стан (НДС), що призводить з терміном часу до розшарування між арматурою і гумою. В статті сформульовані основні підходи для зниження НДС в ГМВ та забезпечити їх роботоздатність в об'єктах РКТ на протязі гарантійного терміну експлуатації.

Ключові слова: ТОНКОСТІННА АРМАТУРА, НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНИЙ СТАН, ГУМОМЕТАЛЕВІ ВИРОБИ, МІЦНІСТЬ ЗВ'ЯЗКУ ГУМИ З МЕТАЛОМ, ВУЛКАНИЗАЦІЯ.

Анотация. В резинометаллических изделиях для объектов ракетно-космической техники, особенно с тонкостенной арматурой, таких как амортизаторы и кронштейны, практически всегда имеет место напряженно-деформированное состояние (НДС) на границе «металл-адгезив-резина». Это связано с тем, что для обеспечения высокой прочности связи резины с металлом, металлическую арматуру прямолинейной или иной формы подвергают обязательной пескоструйной обработке дробью или электрокорундом зернистостью от 80 до 120 мкм потоком воздуха давлением 0,6-0,8 МПа. В процессе пескоструйной обработки на обрабатываемой поверхности возникает наклеп, что приводит к искривлению арматуры с выпуклостью навстречу обработке. Металлическая арматура после обработки, изменяя геометрическую форму, переходит в иное НДС, которое теперь для нее является равновесным.

Резинометаллические изделия, как правило, изготавливаются в пресс-формах под давлением методом горячей вулканизации резиновой смеси, одновременно соединяя ее с арматурой, на обработанную поверхность которой нанесена клеевая система. В процессе формования резиновой смеси в пресс-форме деформированная арматура под давлением выравнивается до первоначальной формы и временно удерживается в таком состоянии за счет адгезионной связи резины с металлом. Но после выемки резинометаллического изделия из пресс-формы в системе «металл-клеевая система-резина» возникает НДС, так как «выровненная» арматура стремится вернуться к своему равновесному состоянию. Учитывая релаксационные процессы, развивающиеся с течением времени, происходит расслоение между резиной и металлической арматурой, что делает такое изделие непригодным для эксплуатации.

Установлены зависимости прочности связи резины с металлом от деформации на стандартных образцах и предложены способы моделирования НДС, которые позволяют разрабатывать технологические процессы изготовления резинометаллических изделий с нулевым или минимальным НДС. В статье сформулированы основные подходы для снижения НДС в резинометаллических изделиях с тонкостенной арматурой и на конкретных изделиях показано, что снижение НДС позволяет обеспечить их работоспособность в течение всего гарантийного срока эксплуатации изделия.

Ключевые слова: ТОНКОСТЕННАЯ АРМАТУРА, НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ, РЕЗИНОМЕТАЛЛИЧЕСКИЕ ИЗДЕЛИЯ, ПРОЧНОСТЬ СВЯЗИ РЕЗИНЫ С МЕТАЛЛОМ, ВУЛКАНИЗАЦИЯ.

Abstract. Stress and strain states are typical for rubber-to-metal bonding areas in the rubber-metal products developed specifically for the space industry, particularly those with thin-walled reinforcement, i.e. dampers and brackets. To achieve maximum rubber adhesion to metal, 80-120 μm shot or aluminum oxide blasting at the air pressure of 0.6-0.8 MPa is applied to the reinforcing steel of straight or any other shape. The blasting process causes an improvement in the hardness of the material by strain hardening, which results in the backward deformation of the reinforcement. After the blasting process, the reinforcing steel changes its geometry and stress and strain state. A new equilibrium state appears.

Rubber-metal products are typically cast under pressure using press molds by vulcanizing a rubber mix at high temperatures. Bonding rubber to metal using an adhesive takes place simultaneously. During the molding process, the deformed reinforcement returns to its original shape once the pressure is applied and preserves its shape for some time due to strong rubber-to-metal bonds. Yet, after the rubber-metal product is taken out of the mold, the stress and strain state emerges in the rubber-to-metal bonding area, as the reinforcing steel wants to return to its equilibrium state. With the relaxation developing as time passes, delamination of the rubber-to-metal system occurs and the product can no longer be used.

As a result of our research, we determined the relationship between the strength of the rubber-to-metal adhesion and the deformation using standard samples and proposed the methods of the stress and strain state simulation that can be used for development of new technologies enabling manufacturing of rubber-metal products with no or small stress and strain levels. The paper outlines the key approaches to relieving the stress and strain states in the rubber-metal products with thin-walled reinforcement. Using the standard samples, we proved that relieving of the stress and strain state will ensure product operability during the entire period of warranty. **Keywords:** THIN-WALLED REINFORCEMENT, STRESS AND STRAIN STATES, RUBBER-METAL PRODUCTS, STRENGTH OF THE RUBBER-TO-METAL ADHESION, VULCANISATION.

Вступ

В об'єктах ракетно-космічної техніки (РКТ) і їх складових частинах використовується значна кількість армованих гумотехнічних виробів, зокрема гумометалевих виробів (ГМВ). Найчастіше вони використовуються в якості силових, амортизаційних, ущільнювальних і компенсуючих виробів або комплексного їх використання, тобто, в якості виробів багатофункціонального призначення. Враховуючи те, що ГМВ для вказаних об'єктів повинні мати мінімальну масу, в них, як правило, використовується тонкостінна металева арматура. Для надійного виконання вказаних функцій у ГМВ відповідної конструкції наряду з іншими вимогами повинна бути надійна міцність зв'язку гуми з металом, яка досягається комплексним підходом з урахуванням конструктивних, технологічних і експлуатаційних властивостей ГМВ у певному пристрої. На поточний момент одним із найбільш ефективних способів підвищення міцності зв'язку гуми з металом є кріплення гуми до завчасно підготовленої за спеціальною технологією металевої арматури в процесі формування гумової суміші під тиском і наступної гарячої вулканізації.

Постановка задачі

Було помічено, що в ГМВ, особливо з тонкостінною арматурою, міцність зв'язку гуми з металом значно нижча, ніж на стандартних зразках. При цьому параметри міцності відрізнялися між найбільшим і найменшим значеннями більше, ніж у 2,5 рази з різним характером руйнування: адгезійним, когезійним або змішаним. В окремих випадках мало місце розшарування між арматурою та гумою після виготовлення і зберігання на протязі

певного часу на складі. Саме ці обставини і слугували основою для постановки відповідних досліджень напружено-деформованого стану (НДС) в ГМВ з тонкостінною металевою арматурою при їх виготовленні.

Експериментальна частина

В якості об'єктів дослідження були вибрані натурні гумометалеві вироби, макетна арматура різних розмірів та конфігурації, яка аналогічна арматурі натурним виробам, і стандартні зразки за ГОСТ 209. Арматура натурних виробів товщиною 5 мм, шириною 100 мм і довжиною по зовнішньому діаметру дуги 510 мм виготовлялася із сталі 12Х18Н10Т. Натурний зразок представляв собою реальний пластинчатий амортизатор з двома зовнішніми металевими пластинами, між якими закріплена методом пресування і вулканізації, гума (рис. 1). При виготовленні арматури враховувався напрямок прокатування листової сталі. Арматура стандартних зразків виготовлялася із конструкційних сталей 12Х18Н10Т та сталі 20. Виготовлення об'єктів дослідження здійснювалось за типовим технологічним процесом, схема якого показана на рис. 2. Підготовка металевої арматури включає розвиток поверхні скріплювання (збільшення поверхні кріплення з гумою) піскоструминним способом, наприклад, електрокорундом відповідної зернистості. Як показує досвід, найкращий розвиток поверхні скріплювання арматури із конструкційних сталей із гумою досягається при зернистості електрокорунду від 80 до 120 мкм, який подається потоком повітря під тиском від 0,6 до 0,8 МПа. Розвиток поверхні скріплювання з гумою здійснювали до еталонного стану.



Рисунок 1 – Загальний вигляд пластинчатого амортизатора

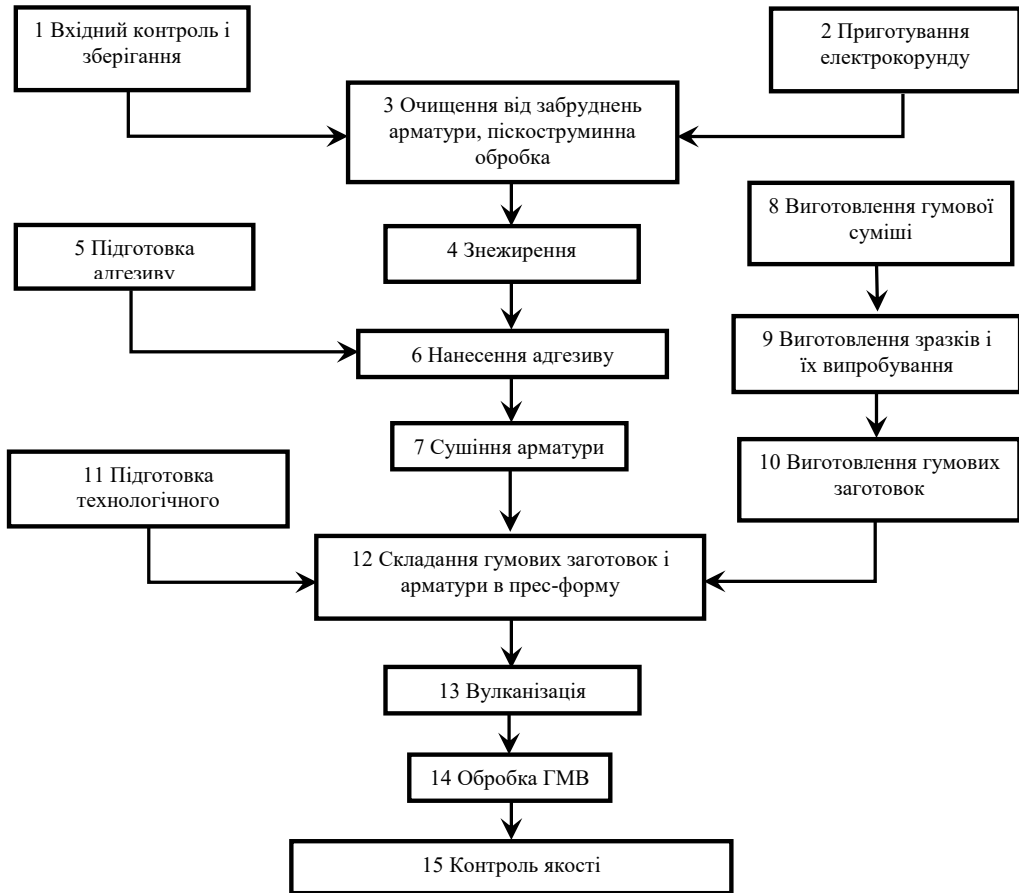


Рисунок 2 – Технологічна схема виготовлення гумометалевих виробів

В процесі піскоструминної обробки на вказаній поверхні виникає наклеп, що призводить до дугоподібної деформації арматури з випуклістю в зворотному напрямку дії піскоструминного потоку (рис. 3). Арматура тепер переходить в інший

стан, який для неї стає рівноважним. В процесі вулканізації під тиском zdeформована арматура вирівнюється до початкових розмірів, тобто, деформація тимчасово зникає за рахунок адгезійного зв'язку гуми з металом. Але в системі

«метал-адгезив-гума» виникає НДС, так як «виправлена» арматура намагається повернутися до рівноважного стану, що з терміном часу, враховуючи релаксаційні процеси в зазначеній системі, призводить до розшарування між арматурою і гумою в зоні А (рис. 3а), саме в тій зоні, в якій має місце найбільший прогин арматури h_1 та h_2 (рис. 3б). При цьому з'ясувалося, якщо обернену сторону арматури обробити піскоструминним способом за аналогічним режимом, її прогин значно зменшується, але повністю вирівняти арматуру таким чином не вдалось. Ділянки в зоні А розташовані зовні ГМВ та відкриті для взаємодії з чинниками зовнішнього середовища [1, с.569] та прискореного старіння, яке

активується НДС залишкової деформації. При зміні порядку обробки поверхонь: спочатку зовнішніх, а потім поверхонь скріплення з гумою мав місце прогин H_1 та H_2 , відповідно, який алогічний першому випадку. Але залишкова деформація переміщується в зону Б (рис. 3в,г) і тепер знаходиться всередині ГМВ, яка має менший зовнішній вплив атмосферних чинників і механічних проявів, так як більш захищена масивом гуми. Після односторонньої піскоструминної обробки поверхні арматури зі сторони скріплення стріла прогину $h_1=h_2$ складала 32-34 мм, тоді як після аналогічної обробки з зовнішньої сторони вона зменшилася до 3,4-3,6 мм.

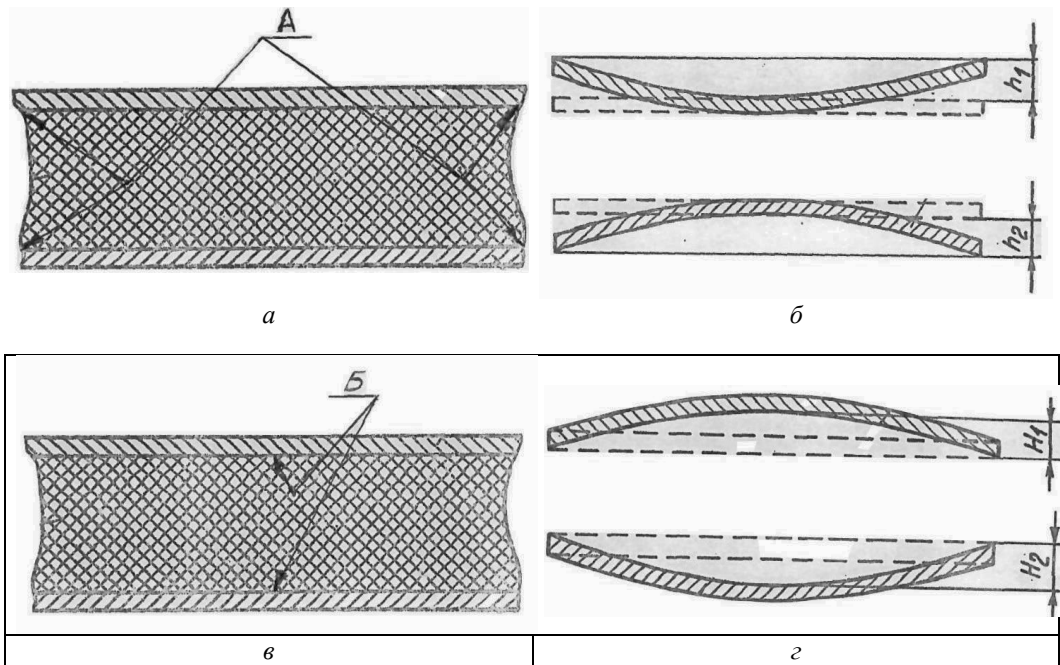


Рисунок 3 – Схема напружено-деформованого стану пластинчатого амортизатора при різних схемах піскоструминної обробки:

а – зовнішній вид пластинчатого амортизатора після вулканізації з піскоструминною обробкою арматури зі сторони скріплення. Зона А – місця найбільших деформацій та виникнення тріщин і розшарувань;
б – зовнішній вид комплексу арматури пластинчатого амортизатора після його піскоструминної обробки зі сторони скріплення;
в – зовнішній вид пластинчатого амортизатора після вулканізації з піскоструминною обробкою арматури спочатку з зовнішньої сторони, а потім зі сторони скріплення. Зона Б – місця найбільших деформацій;
г – зовнішній вид комплексу арматури пластинчатого амортизатора обробленого піскоструминним способом з зовнішньої сторони перед аналогічною обробкою зі сторони скріплення.

Для з'ясування впливу НДС в системі «метал-адгезив-гума» ГМВ використали стандартний метод випробування міцності зв'язку гуми з металом за ГОСТ 209 [2] з імітуванням на стандартизованих зразках НДС за величиною деформації арматури в ГМВ. На рис. 4 показана схема моделювання впливу деформації арматури на міцність зв'язку гуми з металом при різних величині деформації, за удосконаленим способом [3].

Він полягає в тому, що стандартизований зразок, що містить два однакових металевих диска, до яких методом гарячої вулканізації прикріплено гумовий шар відповідної товщини, вулканізують в прес-формі за режимом

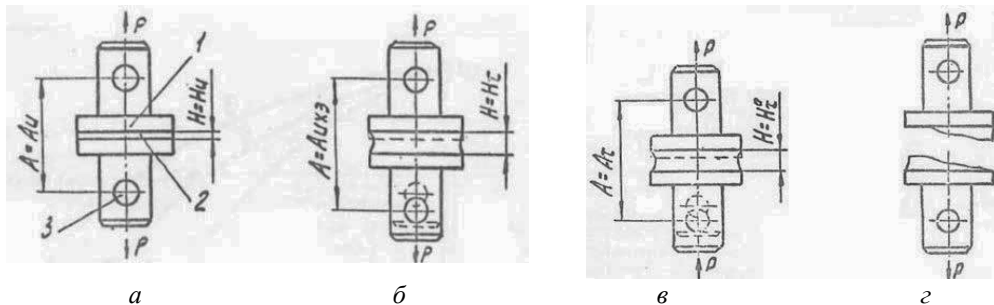


Рисунок 4 – Схема моделювання напружено-деформованого стану з використанням стандартизованих зразків:

1 – металевий диск, 2 – гумовий шар, 3 – отвір для кріплення

Потім зразок розтягують у спеціальному пристрої до заданої величини деформації, що імітує реальний прогин арматури ГМВ після піскоструминної обробки. В залежності від поставленої задачі задана величина деформації може бути або максимальною, або розподілена від нуля до максимального значення з певним шагом. З метою виключення значної похибки спеціальний пристрій попередньо нагрівається до температури вулканізації. При заданій величині деформації зразок фіксують з новими параметрами: $\varepsilon = \varepsilon_1$; $A = A_1$; $T_1 = T_B$ (рисунок 4б). В такому стані зразок охолоджують (кондиціонують) до певної температури, при якій будуть здійснюватися випробування (рисунок 4в). Такою температурою може бути кімнатна

вулканізації майбутнього ГМВ, в якому необхідно визначити (спрогнозувати) міцність адгезивного зв'язку гуми з металом, та виймають із прес-форми. Не охолоджуючи зразок, вимірюють товщину гумового шару H у вільному нерозтягнутому стані при якому деформація $\varepsilon = 0$. За характеристику початкового стану зразка приймається відстань між центрами отворів A у металевих дисках, а температура зразка дорівнює температурі вулканізації T_B . Тобто, в початковому стані зразок повинен мати наступні параметри: $\varepsilon = 0$; $A = A_0$; $T = T_B$ (рис. 4а).

температура (18-22)°C або інша температура, наприклад, температура експлуатації в межах робочоздатності ГМВ. Після кондиціонування зразок звільняють від розтягувальних деформацій і після повторного кондиціонування до досягнення зразком рівноважного стану його піддають випробуванням до руйнування, визначаючи міцність адгезивного зв'язку гуми з металом (рисунок 4г). Контроль деформації здійснювали за поточною товщиною гумового шару в зразках при його розтягуванні H_{II} на задану величину від $H_{II} = H_{III}$ до найбільшого значення $H_{II} = h_1$ або $H_{II} = h_2$, яка визначалась за формулою:

$$\varepsilon = [(H_{II} - H_0)/H_{II}] \times 100\%. \quad (1)$$

Розтягування гумового шару здійснювали шляхом збільшення міжцентрової відстані між кріпильними отворами в металевих дисках зразків A_0 до руйнування силою P по площині $F_{гш}$. При цьому, руйнування зразків мало місце при різному подовженні в залежності від марки гуми.

Як видно із залежності міцності зв'язку σ гуми з металом від деформації ϵ (рис. 5), яку визначали за формулою (2),

$$\sigma = \frac{P}{F_{гш}} \quad (2)$$

для всіх гум деформація на границі «метал-адгезив-гума», що викликана НДС в результаті наклепу від піскоструминної обробки і намагання повернутися до рівноважного стану, є визначальною. В усіх випадках зі збільшенням НДС спостерігається зниження міцності зв'язку гуми з металом. Слід зазначити, що майже у всіх випадках спостерігалось адгезивне руйнування, тобто по клейовій плівці. Останнє може свідчити про залежність міцності зв'язку гуми з металом не лише від величини деформації на границі «метал-адгезив-гума», а і від режиму вулканізації зразків, що імітує режим вулканізації ГМВ.

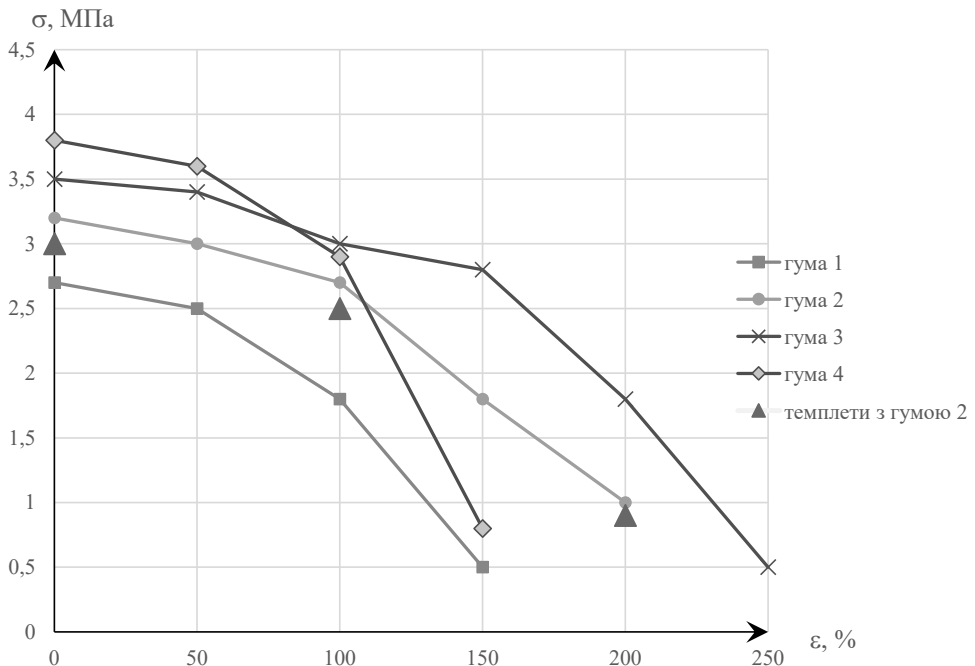


Рисунок 5 – Залежність міцності зв'язку гуми з металом від деформації

Слід також зазначити, що із натурних зразків з гумою 2 були виготовлені темплеті та проведені випробування. Як видно із рисунку 5 міцність зв'язку гуми з металом в темплетях приблизно на 10% нижча, ніж на зразках, що очевидно пов'язано з механічним впливом при їх виготовленні та точності вимірювання прогину арматури на зразках. Але для гуми,

яка є багатокомпонентною композиційною системою, це достатня кореляція щодо принципу прогнозування міцності адгезивного зв'язку гуми з металом в ГМВ за результатами випробувань на зразках зазначеним способом.

Використовуючи отримані результати наведених досліджень, натурні вироби виготовлялися за типовим технологічним процесом (рис. 2) з

арматурою, обробка яких здійснювалася з двох сторін: спочатку піскоструминній обробці піддавались зовнішні поверхні, а потім – внутрішні поверхні скріплення. Як показали подальші результати експлуатації, натурні вироби забезпечили задану роботоздатність в об'єктах РКТ.

Таким чином, розрахувавши теоретично прогин арматури в заданій зоні або визначивши його експериментально, можна по отриманим залежностям прогнозувати міцність зв'язку гуми з металом в конкретних ГМВ на будь-якій його ділянці на відміну від відомого способу за ГОСТ 209, відповідно до якого можна визначити лише потенційні можливості гум та адгезивів забезпечення заданої міцності до арматури відповідних металів.

Висновки

На основі проведених теоретичних і експериментальних досліджень можна зробити наступні висновки:

Досліджено НДС в гумометалевих виробах з тонкостінною арматурою на границі «метал-адгезив-гума»,. Отримані залежності міцності зв'язку гуми з металом на спеціальних зразках від величини деформації, що імітують НДС в реальних ГМВ.

Установлено, що зі збільшенням деформації тонкостінної арматури після піскоструминної обробки суттєво знижується міцність адгезивного зв'язку гуми з металом у ГМВ.

Показано вплив конструктивних і технологічних чинників на міцність адгезивного зв'язку гуми з металом у ГМВ з тонкостінною арматурою. Установлено, що тонкостінна арматура в результаті наклепу на її поверхні деформується з випуклістю в напрямку зворотному напрямку дії струменя.

Запропоновано спосіб прогнозування міцності адгезивного зв'язку гуми з металом у ГМВ.

Бібліографічні посилання

1. Большой справочник резинщика. В двух частях. Ч. 1. Каучуки и ингредиенты /

Под ред. С.В. Резниченко, Ю.Л. Морозова.- М.: ООО «Издательский центр «Техинформ» МАИ», 2012. 744 с..

2 ГОСТ 209. Резина и клей. Методы определения прочности связи с металлом при отрыве. 1989.

3 А.С.№1341587 СССР, МКИ G01 N33/44. Способ определения прочности клеевого соединения резины с металлом / Хорольский М.С., Балашов А.П.; Опубл. 30.09.87. Бюл. №36.

Надійшла до редколегії 10.07.2019 р.

Відомості про авторів



Хорольський Михайло Степанович, Україна Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара. Доцент кафедри технології виробництва, кандидат технічних наук, Сфера інтересів – технологія виробництва РКТ.



Санін Анатолій Федорович, Україна Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара. Завідувач кафедри технології виробництва, доктор технічних наук, професор. Сфера інтересів – технологія виробництва РКТ

ОБРАБОТКА СВАРИВАЕМЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ ТУГОПЛАВКИМИ МОДИФИКАТОРАМИ – ЭФФЕКТИВНЫЙ СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ СВОЙСТВ

Н. Е. Калинина¹, Т. В. Носова¹, А.В. Калинин², С.И. Мамчур¹,
А.А. Шахов¹, И. А. Мамчур¹

¹Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина 72, г. Днепр,
49010, Украина

²Приднепровская государственная академия строительства и архитектуры, ул.
Чернышевского 24А, г. Днепр, 49000, Украина

Анотация. Встановлено вплив модифікування тугоплавкими дисперсними композиціями на зеренну структуру і властивості зварюваних алюмінієвих сплавів. Досліджено алюмінієві сплави системи Al-Mg-Mn хімічного складу: 4,8-6,0% магнію, 0,3-0,5% марганцю; 0,45 – 0,90% заліза; алюміній - основа. Вміст заліза відповідав доєвтектичному і заєвтектичному складам системи алюміній-залізо. Порошки модифікатора - карбиду титану (TiC) дисперсністю 1-5 мкм отримані методом плазмохімічного синтезу. Мікроструктуру сплавів вивчали на оптичних мікроскопах MIM-8M, Neophot-2. Міцнісні властивості сплавів визначали на машині МУП-20. Виготовлення зразків проводили за ГОСТ 1497-84 і ГОСТ 9454-80. Рідиннотекучість визначали методом спіральної проби. Досліджували властивості сплавів до і після модифікування. Досягнуто поліпшення технологічних властивостей алюмінієвих сплавів після модифікування. Рідиннотекучість підвищена в сплавах AMg5 і 1420 на 1,5% і 6% відповідно. Отримано однорідну дисперсну структуру алюмінієвих сплавів після модифікування. Міцнісні властивості модифікованих сплавів підвищені на 20 %. Проведено експерименти впливу виду шихти на структуру і властивості технічно чистого алюмінію і алюмінієвих сплавів AMg5 і 1420. Встановлено перевагу твердої шихти при виплавці зливків алюмінію зі зниження пористості і подрібнення зерна в порівнянні з використанням рідкої шихти. Доведено ефективний вплив тугоплавкого модифікатора карбиду титану на властивості алюмінієвих сплавів.

Ключові слова: АЛЮМІНІЄВИЙ СПЛАВ, МОДИФІКАТОР, ВЛАСТИВОСТІ, РІДИННОТЕКУЧІСТЬ.

Аннотация. Установлено влияние модифицирования тугоплавкими дисперсными композициями на зеренную структуру и свойства свариваемых алюминиевых сплавов. Доказано эффективное влияние тугоплавкого модификатора карбида титана на свойства алюминиевых сплавов.

Ключевые слова: АЛЮМИНИЕВЫЙ СПЛАВ, МОДИФИКАТОР, СВОЙСТВА, ЖИДКОТЕКУЧЕСТЬ.

Abstract. The effect of modification by refractory dispersed compositions on the grain structure and properties of welded aluminium alloys is determined. Aluminium alloys of the Al-Mg-Mn system of chemical composition were studied: 4.8-6.0% magnesium, 0.3-0.5% manganese; 0.45 – 0.90% iron; aluminium - base. The iron content corresponded to the pre-eutectic and post-eutectic compositions of the aluminium-iron system. Titanium carbide (TiC) modifier powders with a dispersion of 1-5 microns obtained by the method of plasmachemical synthesis. The microstructure of the alloys was studied using MIM-8 and Neophot-2 optical microscopes. The strength properties of the alloys were determined using the MUP-20 machine. Production of samples was carried out according to GOST 1497-84 and GOST 9454-80. Fluidity was determined by the spiral sample method. The properties of alloys before and after modification were investigated. Improved technological properties of aluminium alloys after modification. Increased fluidity in AMg5 and 1420 alloys by 1.5% and 6%, respectively. The obtained homogeneous dispersed structure of aluminium alloys after modification. The strength properties of modified alloys are increased by 20 %. Experiments were conducted on the effect of the charge type on the structure and properties of technically pure aluminium and aluminium alloys AMg5 and 1420. The advantage of solid charge in the smelting of aluminium ingots in reducing porosity and grinding grain in comparison with the use of liquid charge is established. The effective effect of the refractory modifier of titanium carbide on the properties of aluminium alloys is proved.

Key words: ALUMINIUM ALLOY, MODIFIER, PROPERTIES, FLUIDITY.

Введение

При литье слитков из технического алюминия и деформируемых алюминиевых сплавов в настоящее время используют жидкую шихту [1, 2, 3] — жидкий алюминий, получаемый в электролизерах, который без обычной разливки в чушки сливают в печи для дальнейшей подготовки к литью. В жидком алюминии отсутствуют или теряют активность потенциальные центры кристаллизации [2]. Формируется крупнокристаллическая зеренная структура слитков, что может привести в процессе затвердевания отливок к возникновению в них трещин, а также к ухудшению технологичности при переработке слитков в профильную и листовую продукцию. При понижении температуры расплава кристаллизационная способность частично восстанавливается [4, 5]. Цель работы — установление влияния модифицирования тугоплавкими дисперсными композициями на зеренную структуру и свойства свариваемых алюминиевых сплавов.

Постановка задачи

Повышение технологических и механических свойств алюминиевых сплавов модифицированием. Материал и методы исследований. Исследовали алюминиевые сплавы системы Al-Mg-Mn химического состава: 4,8-6,0 % магния, 0,3-0,5 % марганца; 0,45-0,90 % железа; алюминий — основа. Содержание железа соответствовало доэвтектическому и заэвтектическому составам системы алюминий-железо. Порошки модификатора — карбида титана (TiC) дисперсностью 1-5 мкм получены методом плазмохимического синтеза. Микроструктуру сплавов изучали на оптических микроскопах МИМ-8М, Neophot-2. Прочностные свойства сплавов определяли на машине МУП-20. Изготовление образцов проводили по ГОСТ 1497-84 и ГОСТ 9454-80. Жидкотекучесть определяли методом спиральной пробы. Исследовали свойства сплавов до и после модифицирования.

Решение задачи

Исследование структуры и свойств деформируемых алюминиевых сплавов до и после модифицирования.

На пресс-автомате ударного действия изготовили прессованные таблетки из смеси порошков карбида титана фракцией 100...200 нм и порошков алюминия фракцией 50 мкм в соотношении 1:3 (мас.). Таблетки диаметром 10 мм толщиной 4 мм имеют предел прочности на сжатие 8 МПа. Возможно изготовление таблеток, размеры которых варьируются в широком интервале, что обеспечивается сменными матрицей и пуансоном пресс-автомата. В промышленных условиях проведен ряд опытных плавов сплавов AMg5 и 1420, модифицированных наночастицами на основе карбида титана. Отличительной особенностью дисперсных порошков ряда химических соединений, получаемых методом плазмохимического синтеза являются малые размеры частиц (50...100 нм). Ввиду затруднений с прямым введением частиц в расплав (низкая температура окисления и возгорания, высокая способность к пылеобразованию, наличие на зеркале жидкого алюминия пленки прочного оксида алюминия) порошки вводили в жидкий алюминий по специально разработанной технологии. Высокая модифицирующая способность порошков нитридов и карбидов, приводящая к предотвращению возникновения трещин в донной части крупногабаритных слитков из алюминия, установлена в работах [5-7].

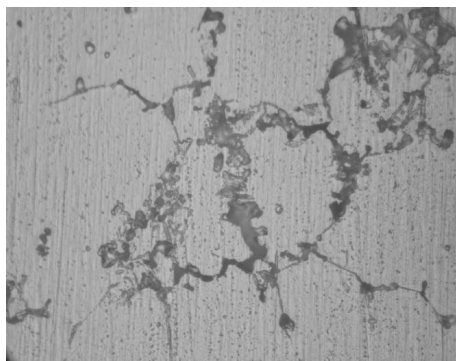
Оценку зеренной структуры проводили на продольных сечениях проб диаметром 30 мм высотой 120 мм, отлитых в кокиль.

Изучение структуры проб показало, что результатом применения жидкой шихты является более крупнозернистое строение.

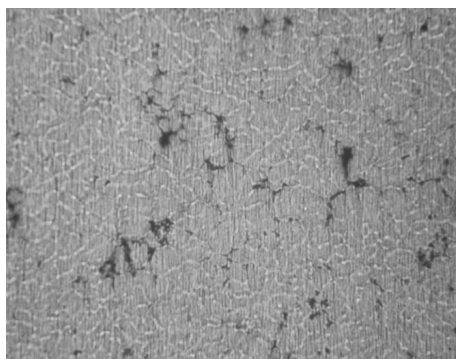
Замена жидкой шихты на твердую приводит к уменьшению величины зерна, к этому близки эффекты и от введения прутков из слитков и гранул. Значительный эффект измельчения проявляется при введении порошков (рис.1).

Анализ структуры проб показал, что

в случае заливки с 973 К не перегретого и не модифицированного алюминия средняя площадь зерна составляет 3,8 мм², а перегретого до 1333 К и залитого с этой же температуры – увеличивается до 31,0 мм² (в 8 раз).



a



б

Рисунок 1 – Микроструктура алюминиевого сплава 1420:

- а) в исходном состоянии; x200
- б) после модифицирования x200

В результате введения порошка TiC в перегретый до 1333 К и залитый с этой же температуры алюминий зерно уменьшается до 3 мм², что в 1,2 раза меньше исходного состояния и в 9 раз меньше, чем зерно пробы, отлитой из перегретого не модифицированного расплава. При модифицировании порошком TiC расплава с низкой температурой (973 К) и заливке с этой же температуры зерно уменьшается еще больше – до 2,4 мм². Наибольший эффект измельчения структуры перегретого расплава достигается в результате модифицирования TiC.

В работе определяли следующие технологические свойства литейных алюминиевых сплавов: жидкотекучесть, склонность к образованию горячих трещин, газосодержание и герметичность.

Жидкотекучесть является важным свойством сплава, характеризующим степень его подвижности в процессе заполнения формы. Чем выше жидкотекучесть, тем легче получить сложную фасонную отливку с тонким сечением [3]. Жидкотекучесть алюминиевых сплавов АМг5 и 1420 после модифицирования определяли методом пружковой пробы. Температура заливки алюминиевых сплавов превышала температуру плавления исследуемых сплавов на 100°С. Значения жидкотекучести сплавов АМг5 и 1420 до и после модифицирования приведены в табл. 1

Таблица 1 – Результаты определения жидкотекучести сплавов

Сплав	Жидкотекучесть, мм
АМг5	280
АМг5 Модифицированный TiC	285
1420	350
1420 модифицированныйTiC	370

Из табл.1 следует, что модифицирование карбидом титана повышает жидкотекучесть исследуемых сплавов АМг5 и 1420 на 1,5 и 6 % соответственно.

Определение склонности к образованию горячих трещин алюминиевых сплавов АМг5 и 1420 до и после модифицирования дисперсными частицами проводим по следующей методике. В форму из песчано-глинистой смеси формовали две пробы в виде колец наружным диаметром 100 мм. Внутренний диаметр колец выполняли за счет простановки стержней из стали 12Х18Н10Т, предварительно окрашенных литейной краской для исключения насыщения алюминиевых сплавов железом, хромом и никелем. Одновременно в форму устанавливали холодильники в противоположных от

питателя направлениях. Толщину кольца изменяли путем установки в форму стальных стержней различных диаметров. Чем больше диаметр стержня и чем меньше толщина кольца, тем больше усадочные напряжения, возникающие в кольце при остывании. Толщину кольца изменяли с интервалом 2,5 мм. Такая методика позволяет отводить трещины в дальнюю часть или вблизи питателя, то есть в том месте, где сплав кристаллизуется в последнюю очередь. Степень трещиностойкости определяли толщиной кольца, при которой обнаружены первые трещины. Результаты проведенных экспериментов по определению склонности сплавов к образованию горячих трещин показали, что до и после модифицирования дисперсными частицами карбида титана сплавы имеют высокую стойкость к образованию горячих трещин. Трещиностойкость сплавов при модифицировании повышается, так как при толщине кольца 10 мм у исходного сплава отмечены трещины в образцах в дальней части от питателя. При этом в модифицированных сплавах трещин не наблюдали.

Свариваемость многокомпонентных сплавов, к которым относятся алюминиевые сплавы, зависит от особенностей протекания первичной кристаллизации металла шва и формирования химической и структурной неоднородностей. Именно они определяют условия образования горячих (кристаллизационных) трещин и физико-механические свойства сварных соединений

Существуют два подхода к решению проблемы горячих трещин алюминиевых сплавов. Первый подход условно называют термомеханическим. Он основан на прогнозировании уровня напряжений в переходной зоне с основным металлом в процессе кристаллизации [2]. Второй

подход базируется на теории кристаллизации алюминиевых сплавов.

Очевидно, что более мелкая структура и пониженное газосодержание, в результате чего снижается газонасыщенность границ зерен и уменьшается вероятность образования пористости, приводят к получению более высокого уровня механических свойств слитков [6], отлитых с использованием модификатора. Временное сопротивление σ_b образцов, вырезанных из промежуточной и центральной зон слитков, после модифицирования выше характеристики свойств слитков до модифицирования.

Выводы

1. Проведены эксперименты по влиянию вида шихты на структуру и свойства технически чистого алюминия и алюминиевых сплавов АМг5 и 1420. Установлено преимущество твердой шихты при выплавке слитков алюминия по снижению пористости и измельчению зерна по сравнению с использованием жидкой шихты.

2. С целью дальнейшего измельчения зерна слитков применено модифицирование расплавов дисперсными композициями TiC. 3. Достигнуто измельчение зерна сплавов АМг5 и 1420 в 8-10 раз, повышение прочностных характеристик на 20 % по сравнению с не модифицированным состоянием.

4. Достигнуто повышение технологических свойств сплавов АМг5 и 1420 в результате модифицирования: жидкотекучесть сплавов АМг5 и 1420 повысилась на 1,5 и 6 %, соответственно.

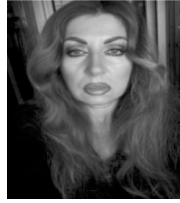
Библиографические ссылки

1. Марухович Е.И. Модифицирование сплавов. Минск: Белорусская наука, 2009. 192 с.

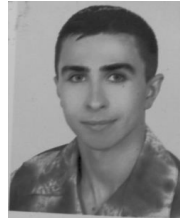
2. Никитин В.И. Развитие и применение явления структурной наследственности в алюминиевых сплавах. Omsk: Siberian Federal University Engineering and Technology, №4, 2014. С.424-429.
3. Авиационно-космические материалы и технологии: учебник / В.О. Богуслаев и др. Запорожье: Мотор Сич, 2009. 385 с.
4. Ганиев И.Н., Пархунин П.О., Вахобов А.В. Модифицирование силуминов стронцием. Минск: Наука и техника, 1995. 143 с.
5. Сабуров В.П., Еремик Е.Н., Черепанов А.Н. Модифицирование сталей и сплавов дисперсными инокуляторами. Омск: ОмГТУ, 2002. 257 с.
6. Наноматериалы и нанотехнологии : ученик /В.О. Богуслаев и др. Запорожье: Мотор Сич, 2014. 205 с.
7. Katayama S. Handbook of laser welding technologies. Cambridge: Woodhead Publishing limited, 2014. 677 p.

Надійшла до редколегії 22.11.2019

Сведения об авторах



Мамчур Стелла Ігорівна
Україна, Дніпровський
Національний університет
ім. Олесея Гончара
Доцент, кандидат технічних
наук. Сфера інтересів –
конструкційні матеріали
РКТ



Калінін Олександр
Васильович. Україна,
Придніпровська державна
академія будівництва та
архітектури . Докторант,
кандидат технічних наук
Сфера інтересів –
матеріалознавство



Мамчур Ігор
Олександрович. Україна.
Дніпровський Національний
університет ім. Олесея
Гончара. Аспірант. Сфера
інтересів –
матеріалознавство



Шахов Антон Альбертович.
Україна. Дніпровський
Національний університет
ім. Олесея Гончара. Магістр.
Сфера інтересів –
матеріалознавство



Калініна Наталія Євграфівна
Україна, Дніпровський
Національний університет ім.
Олесея Гончара
Професор, доктор технічних
наук, Сфера інтересів –
матеріалознавство
спеціальних сплавів РКТ



Носова Тетяна Валеріївна
Україна, Дніпровський
національний університет ім.
Олесея Гончара. Доцент,
кандидат технічних наук,
Сфера інтересів –
конструкційні матеріали РКТ

СИНТЕЗ АДАПТИВНОЙ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ С МНОГОМЕРНЫМ ПИ-РЕГУЛЯТОРОМ

А.В. Тищенко, А.М. Кулабухов, В.А. Масальський

*Днепровский национальный университет имени Олеса Гончара, пр. Гагарина 72,
г. Днепр, 49010, Украина*

Анотация. У статті представлений синтез адаптивної системи автоматичного керування (САК) для літального апарату (ЛА) з багатовимірним ПІ-регулятором, який автоматично пере налаштується і забезпечує мінімальні статичну і середньоквадратичну похибки керування при мінімальних витратах енергії на формування керуючого впливу. Синтез алгоритмів системи автоматичного керування виконується у результаті рішення задачі умовної мінімізації квадратичного функціоналу узагальної роботи (з урахуванням обмежень на змінні стану та управляючі впливи, які задані диференціальними рівняннями моделі об'єкта керування (ОК) і нерівностями). Математичний опис багато-мірного ОК здійснюють за допомогою моделі ОК в просторі станів, яка автоматично враховує взаємний вплив окремих контурів керування друг на друга. В якості змінних стану ЛА використовують лінійні переміщення, швидкості і прискорення центру мас ЛА і кутові переміщення, швидкості і прискорення обертального руху ЛА відносно центру мас. Матричне рівняння динаміки ЛА утворено системою нелінійних диференціальних рівнянь першого порядку сил і моментів сил, що діють на ЛА. Для забезпечення мінімальної статичної похибки керування до складу САК включені інтегратори (для кожного керуючого впливу). Алгоритм формування керуючих впливів ОК, що забезпечує заявлені властивості САУ, досягається в результаті рішення задачі умовної мінімізації функціоналу узагальної роботи. Завдання умовної мінімізації функціоналу з обмеженнями виконується за допомогою принципу максимуму. Отримана двочоква крайова задача перетворюється методом інваріантного занурення в задачу Коші для оптимальних значень змінних стану. Оцінку характеристик конкретної адаптивної САУ для космічного апарату передбачається отримати в результаті подальших дослідженнях методом математичного моделювання.

Ключові слова: СИНТЕЗ, АДАПТАЦІЯ, АВТОМАТИЧНЕ УПРАВЛІННЯ, ЛІТАЛЬНИЙ АППАРАТ.

Аннотация. В статье представлен синтез функциональной схемы адаптивной системы автоматического управления (САУ) для управления летательным аппаратом (ЛА) с автоматически перенастраиваемым многомерным ПИ-регулятором, которая обеспечивает минимальную статическую и минимальную среднеквадратическую погрешности управления при минимальных затратах энергии на формирование управляющего воздействия.

Ключевые слова: СИНТЕЗ, АДАПТАЦИЯ, АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ, ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ.

Annotation. The article presents the synthesis of a functional diagram of an adaptive automatic control system (ACS) for controlling an aircraft with an automatically reconfigurable multidimensional PI controller, which provides the minimum static and minimum mean square error of control with minimal energy consumption for the formation of the control exposure. The synthesis of ACS algorithms is performed as a result of solving the problem of conditionally minimizing the quadratic functional of the generalized work (taking into account restrictions on state variables and control actions given by differential equations of the control object (CO) and inequalities). The mathematical description of the multidimensional CO is carried out using the CO model in the state space, which automatically takes into account the mutual influence of individual control loops on each other. As the state variables of the aircraft, linear displacements, speeds and accelerations of the center of mass of the aircraft, and angular displacements, speeds and accelerations of the rotational movement of the aircraft relative to the center of mass are used. The matrix equation of dynamics of the aircraft is formed by a system of nonlinear differential equations of the first order of forces and moments of forces acting on the aircraft. To ensure the minimum static control error, integrators are included in the ACS (for each control action). The algorithm for the formation of control actions of the extended CO, providing the declared properties of the ACS, is obtained as a result of solving the problem of conditional minimization of the generalized work functional. The task of conditional minimization of a functional with constraints is performed by the maximum principle. The resulting two-point boundary value problem is transformed by the invariant immersion method into a Cauchy problem for optimal values of state variables. The evaluation of the characteristics of a specific adaptive ACS for the spacecraft is expected to be obtained as a result of further research by mathematical modeling.

Введение

Для синтеза систем автоматического управления (САУ) летательными аппаратами (ЛА) обычно применяют упрощенные линейные модели, описывающие движение ЛА в окрестности выбранного программного режима полета. При этом в большинстве случаев используют математическое описание изолированного продольного и изолированного бокового движений ЛА с помощью передаточных функций [1]. Передаточную функцию (по определению) можно получить только для одномерного объекта управления (ОУ) с одним входным и одним выходным сигналами, если происходящие в нем процессы описываются линейное дифференциальное (или алгебраическое) уравнение с постоянными параметрами. Но в процессе полета масса ЛА и плотность атмосферы существенно изменяются, поэтому модель пространственного движения ЛА должна содержать уравнения с переменными параметрами. Кроме того, ЛА – многомерный объект с несколькими входными, управляющими и выходными сигналами. Переменные состояния пространственного движения ЛА связаны между собой, входными и управляющими воздействиями нелинейными функциональными зависимостями и оказывают взаимное влияние друг на друга [2]. В процессе полета на ЛА действуют аэродинамические силы и моменты, неконтролируемым образом изменяющиеся во времени. Поэтому, для управления многомерными объектами с переменными параметрами и возмущающими воздействиями, которые неконтролируемым образом изменяются во времени, применяют адаптивные САУ. В процессе управления адаптивная САУ выполняет идентификацию текущих

значений изменяющихся параметров модели ОУ и возмущающих воздействий. Полученная информация используется в алгоритме управления, синтез которого выполняют в результате решения задачи условной минимизации (максимизации) интегрального показателя качества управления [3].

Постановка задачи

Рассмотрим задачу синтеза адаптивной САУ с автоматически перенастраиваемым многомерным пропорционально-интегральным (ПИ) регулятором для управления ЛА, которая обеспечивает минимальную статическую и минимальную среднеквадратическую погрешности управления при минимальных затратах энергии на формирование управляющего воздействия.

Решение задачи

Синтез алгоритмов такой САУ выполняют в результате решения задачи условной минимизации квадратичного функционала обобщенной работы (с учетом ограничений на переменные состояния и управляющие воздействия, заданные дифференциальными уравнениями модели ОУ и неравенствами). Математическое описание многомерного ОУ осуществляют с помощью модели ОУ в пространстве состояний (линейной или нелинейной), которая автоматически учитывает взаимное влияние отдельных контуров управления друг на друга (в отличие от передаточных функций) [3].

Предлагается следующая функциональная схема адаптивной САУ с многомерным ПИ-регулятором приведенная на рис. 1. На ней модули вычислителя обмениваются информацией (на рис. 1 каналы обмена информацией модулей вычислителя не показаны).

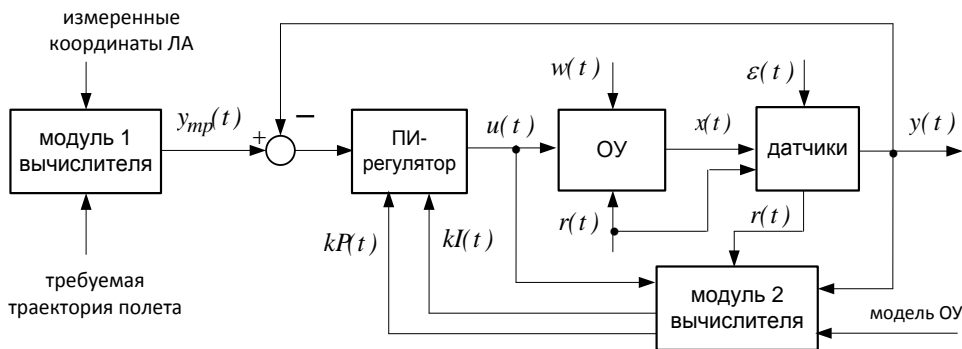


Рисунок 1 – Функциональная схема адаптивной САУ с многомерным ПИ-регулятором

Модель ОУ в пространстве состояний содержит уравнения динамики

$$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t), r(t)) + G \cdot w(t) \quad (1)$$

и наблюдения

$$y(t) = q(x(t)) + \varepsilon(t) \quad (2)$$

где: $x(t)$ – вектор переменных состояния;

$u(t)$ – вектор управляющих воздействий;

$r(t)$ – вектор контролируемых входных воздействий;

$w(t)$ – вектор неконтролируемых (возмущающих) воздействий;

$y(t)$ – вектор выходных сигналов датчиков;

$q(x(t))$ – вектор статических характеристик датчиков;

$\varepsilon(t)$ – вектор погрешностей измерений.

В качестве переменных состояния ЛА используют линейные перемещения, скорости и ускорения центра масс ЛА, и угловые перемещения, скорости и ускорения вращательного движения ЛА относительно центра масс. Матричное уравнение динамики ЛА (1.1) образовано системой нелинейных дифференциальных уравнений первого порядка сил и моментов сил, действующих на ЛА. Эти уравнения обычно составляют с помощью

законов сохранения количества движения и момента количества движения.

Уравнение наблюдения (2) описывает функциональные зависимости выходных сигналов датчиков от переменных состояния. Требуемую траекторию полета ЛА задают в стартовой системе координат и текущие значения координат ЛА измеряют в стартовой системе координат. А другую часть переменных состояния (скорость полета, угловые скорости и угловые перемещения) измеряют в связанной системе координат. Поэтому при составлении уравнения наблюдения (2) следует использовать статические характеристики датчиков и уравнения преобразования координат ЛА.

Функциональные зависимости переменных состояния от аэродинамических сил и моментов, входящие в уравнения движения ЛА, определяют при продувках ЛА (или модели ЛА) в аэродинамической трубе и уточняют по экспериментальным данным, полученным при выполнении стендовых и летных испытаний, обычно с помощью метода наименьших квадратов (МНК)[4].

Для обеспечения минимальной статической погрешности управления в состав САУ следует включить интеграторы (для каждого управляющего воздействия). Процессы, происходящие в интеграторах, описывает дифференциальное уравнение:

$$\begin{aligned} \dot{u}(t) &= \frac{1}{\tau} \cdot \Delta U \cdot \xi(t); \\ \Delta U_{j,j} &= \Delta u_{\text{доп}_j} \end{aligned} \quad (3)$$

где: $u(t)$ – вектор управляющих воздействий;

ΔU – диагональная матрица, элементами которой являются допустимые приращения управляющих воздействий $\Delta u_{\text{доп}_j}$ за промежуток времени τ ;

$\xi(t)$ – вектор входных сигналов интеграторов, подлежащих определению в результате решения задачи синтеза САУ.

Таким образом, последовательно соединенные интеграторы (многомерный

$$J_{\text{фор}}(x, u, \xi) = \frac{0.5}{\tau} \cdot \int_{t_0}^{t_k} \left\{ [y_{\text{мп}}(t) - y(t)]^T \cdot E^{-1} \cdot [y_{\text{мп}}(t) - y(t)] + \mu \cdot \xi(t)^T \cdot \xi(t) \right\} dt \quad (4)$$

по переменным $x(t)$, $u(t)$ и $\xi(t)$,

где $0 < \mu \leq 1$ – весовой коэффициент, определяющий удельный вклад второго слагаемого ФОР в интегральный показатель эффективности САУ (параметр регуляризации функционала (4) регуляризованного МНК); минимизации функционала (4) происходит с учетом ограничений, заданных уравнениями динамики ОУ (1), (3), уравнением наблюдения (2) и неравенствами

$$u_{\text{min}_j} \leq u_j(t) \leq u_{\text{max}_j}; \quad (5)$$

$$j = 1, 2, \dots, m$$

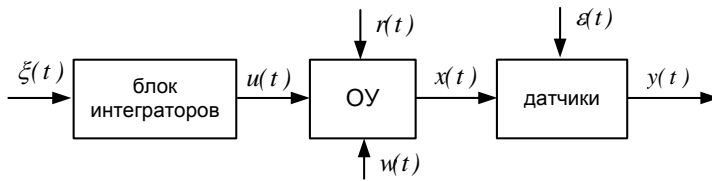


Рисунок 2 – Функциональная схема разомкнутой САУ

Задачу условной минимизации функционала (4) с ограничениями (1) - (3) выполним с помощью принципа максимума и преобразуем полученную двухточечную краевую задачу методом

И-регулятор), объект управления и датчики образуют расширенный объект управления с вектором управляющих воздействий $\xi(t)$ (рис. 2).

Алгоритм формирования управляющих воздействий $\xi(t)$ расширенного ОУ, обеспечивающего заявленные свойства САУ, получают в результате решения задачи условной минимизации функционала обобщенной работы (ФОР) [3]:

где: $y_{\text{мп}}(t)$ – вектор требуемых значений управляемых переменных (задание САУ);

E – диагональная матрица нормирующих множителей

$$E_{j,j} = \sigma_j^2 \quad (6)$$

σ_j – предел основной погрешности j -го датчика (с выходным сигналом $y_j(t)$).

инвариантного погружения в задачу Коши для оптимальных значений $x_{\text{опт}}(t)$ переменных состояния $x(t)$ ОУ [3]:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{\text{опт}}(t) \\ \dot{u}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f(x_{\text{опт}}(t), u(t), r(t)) + G \cdot w(t) \\ 0 \end{bmatrix} + \frac{1}{\tau} \cdot P(t) \cdot \begin{bmatrix} C(t)^T \\ 0 \end{bmatrix} \cdot E^{-1} \cdot [y_{\text{мп}}(t) - y(t)] \quad (7)$$

с начальными условиями:

$$\begin{bmatrix} x_{opt}(t_0) \\ u(t_0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x(t_0) \\ 0 \end{bmatrix},$$

где: $P(t)$ – матрица вспомогательных переменных, текущие значения которых вычисляются численным интегрированием матричного уравнения Риккати:

$$\begin{aligned} \dot{P}(t) &= A(t) \cdot P(t) + P(t) \cdot A(t) - \frac{1}{\tau} \cdot P(t) \cdot Q(t) \cdot P(t) + \frac{1}{\tau \cdot \mu} \cdot L; \quad P(t_0) = I; \\ A(t) &= \begin{bmatrix} F(t) & B(t) \\ 0 & 0 \end{bmatrix}; Q(t) = \begin{bmatrix} C(t)^T \cdot E^{-1} \cdot C(t) & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}; L = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \Delta U \cdot \Delta U^T \end{bmatrix}; \end{aligned} \quad (8)$$

$$F(t) = \frac{\partial f(x_{изм}(t), u(t), r(t))}{\partial x_{изм}(t)}; B(t) = \frac{\partial f(x_{изм}(t), u(t), r(t))}{\partial u(t)}; C(t) = \frac{\partial q(x_{изм}(t))}{\partial x_{изм}(t)};$$

где I – единичная матрица;
 $x_{изм}(t)$ – вектор, образованный измеренными значениями переменных состояния ОУ.

входящих во второе слагаемое правой части этого уравнения, можно разделить на два уравнения:

Матричное уравнение (7) после выполнения операций умножения матриц,

$$\dot{x}_{opt}(t) = f(x_{opt}(t), u(t), r(t)) + G \cdot w(t) + K(t) \cdot (y_{mp}(t) - y(t)) \quad (9)$$

$$\dot{u}(t) = kI(t) \cdot (y_{mp}(t) - y(t)) \quad (10)$$

где: $K(t)$ и $kI(t)$ – матрицы, текущие значения которых вычисляются по уравнению:

$$\begin{bmatrix} K(t) \\ kI(t) \end{bmatrix} = \frac{1}{\tau} \cdot P(t) \cdot \begin{bmatrix} C(t)^T \\ 0 \end{bmatrix} \cdot E^{-1} \quad (11)$$

Если на входы ОУ подавать оптимальные управляющие сигналы $u_{opt_j}(t)$, обращающие в минимум ФОР (4), то переменные состояния ОУ будут

принимать свои оптимальные значения $x_{opt}(t)$ [5].

При этом уравнение динамики (1) с оптимальными управляющими сигналами примет вид:

$$\dot{x}_{opt}(t) = f(x_{opt}(t), u_{opt}(t), r(t)) + G \cdot w(t) \quad (12)$$

Решения дифференциальных уравнений (9) и (10) с одинаковыми начальными условиями совпадут, если

$$u_{opt}(t) = kP(t) \cdot (y_{mp}(t) - y(t)) + u(t) \quad (13)$$

где:

$$kP(t) = [B(t)^T \cdot B(t)]^{-1} \cdot B(t)^T \cdot K(t) \quad (14)$$

Р. Калман доказал, что система оптимального управления, использующая в алгоритме формирования управляющих воздействий уравнение Риккати (8), асимптотически устойчива, если матрица Гессе

$$\Gamma(t) = P(t) \cdot Q(t) \cdot P(t)$$

положительно полуопределенная [3].

В рассматриваемом случае это условие устойчивости выполняется при любых значениях параметра регуляризации $\mu \neq 0$. Необходимый запас устойчивости можно обеспечить варьированием величины параметра регуляризации μ [3].

Функционал (4) образован суммой квадратов слагаемых, поэтому управляющие воздействия $u_{opt}(t)$, обращающие ФОР (4) в минимум, обращают в минимум каждое слагаемое этого функционала. Первое слагаемое ФОР (4) пропорционально квадрату среднеквадратической погрешности управления. Второе слагаемое подынтегрального выражения ФОР (4) образовано суммой квадратов входных сигналов $\xi_j(t)$ интеграторов САУ (3). Квадрат сигнала $\xi_j(t)$ пропорционален мощности, затраченной на его формирование. Следовательно, второе слагаемое ФОР (4) пропорционально энергии, затраченной на формирование входных сигналов $\xi_j(t)$ интегрирующих блоков (3), и, поэтому, пропорционально энергии, затраченной на формирование выходных сигналов $u_j(t)$ интегрирующих блоков (3) – управляющих сигналов ОУ. Таким образом, действительно, управляющие сигналы $u_{opt}(t)$, сформированные по алгоритму (9)-(14), полученному в результате решения задачи минимизации ФОР (4) с ограничениями (1) - (3), обеспечивают минимальную среднеквадратическую и минимальную статическую погрешности управления при минимальных затратах энергии на формирование управляющих сигналов.

Из уравнений (9) - (14) следует, что вектор оптимальных управляющих воздействий, обращающий в минимум ФОР (4), формирует автоматически

перенастраиваемый многомерный ПИ-регулятор. Параметры многомерного ПИ-регулятора вычисляются по уравнениям (11), (14), в которых используется матрица вспомогательных функций $P(t)$. Текущие значения матрицы $P(t)$ вычисляются численным интегрированием уравнения Риккати (8).

Модуль 1 вычислителя на функциональной схеме (рис.1) должен формировать требуемые значения вектора управляемых переменных $u_{mp}(t)$ (углов тангажа, рысканья и крена) с использованием отклонений текущих значений координат ЛА от требуемой траектории полета.

Выводы

Предложен метод синтеза адаптивной САУ с автоматически перенастраиваемым многомерным ПИ-регулятором.

Синтезирована функциональная схема адаптивной САУ которая обеспечивает минимальную статическую и минимальную среднеквадратическую погрешности управления при минимальных затратах энергии на формирование управляющего воздействия.

Оценку характеристик конкретной адаптивной САУ для космического аппарата предполагается получить в результате дальнейших исследований методом математического моделирования.

Библиографические ссылки

1. Александров А.Г. Методы построения систем автоматического управления. М.: Физматлит, 2008. 232 с.
2. Гольцов А.С. Методы оптимизации и адаптивного управления в машиностроении. Волгоград: ВолгГТУ, 2009. 168 с.
3. Калман Р., Фарб П., Арбиб М. Очерки по математической теории систем. М.:Единореал, 2004. 400 с.
4. Nhan T. Nguyen Model-Reference Adaptive Control Springer, 2018 - Technology & Engineering - 444 pages.

5. Yongchun Xie, Huang Huang, Yong Hu, Zhang G. Q. Applications of advanced control methods in spacecrafts: progress, challenges, and future prospects. *Frontiers of Information Technology & Electronic Engineering*, 2016.

Надійшла до редколегії 14.11.2019р.

Ведомости про авторів



Тищенко Арамаїс
Вікторович, Україна.
Дніпровський національний
університет ім. Олесья
Гончара.
Аспірант.
Сфера інтересів - системи
керування і телекомунікації



Кулабухов Анатолій
Михайлович, Україна.
Дніпровський національний
університет ім. Олесья
Гончара. Завідувач кафедри
систем автоматизованого
управління, кандидат
технічних наук, доцент.
Сфера інтересів - системи
керування і телекомунікації



Масальський Віктор
Олександрович, Україна.
Дніпровський
національний університет ім.
Олесья Гончара.
Аспірант.
Сфера інтересів –
супутниковий зв'язок

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПРОГРАММ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ СЪЕМКЕ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ В РЕЖИМЕ ПЛОЩАДНОЙ СЪЕМКИ

О. В. Луць¹, Г. А. Борщева¹, Е. Д. Ярмольчук¹, А. А. Маноїленко²

¹Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» имени М. К. Янгеля», ул. Криворожская 3, г. Днепр, 49008, Украина, e-mail: aparel@meta.ua

²Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина 72, г. Днепр, 49010, Украина, e-mail: aamz5@meta.ua

Анотация. В данный час зріс інтерес до космічних знімків поверхні Землі з високою роздільною здатністю на місцевості (від 1 до 10 м). Для отримання таких знімків необхідно використовувати довгофокусні оптичні системи (ОС), що мають обмежене поле зору, що не дозволяє проводити зйомку ділянок великої ширини. Для підвищення ефективності зйомки в сучасних космічних системах (КС) спостереження Землі передбачається можливість після закінчення зйомки однієї ділянки поверхні Землі перенацілювати ОС на іншу ділянку та провести його зйомку. При достатній швидкості перенацілення ОС можливе проведення зйомки двох і більш суміжних ділянок, що практично еквівалентно відповідному збільшенню ширини поля огляду знімаючої апаратури. У зв'язку з цим виникає завдання наведення ОС, яке вирішується використанням відповідних технічних і програмних засобів керування кутовим рухом знімаючої апаратури. При створенні КС виникає також необхідність вирішення наступних задач: розрахунок програми кутового руху космічного апарату (КА) при заданій довжині знімаючих ділянок і заданому числі суміжних смуг, що підлягають зйомці, з метою визначення вимог до системи керування КА, а також розрахунок при заданих характеристиках системи орієнтації КА можливого числа і максимальної довжини знімаючих суміжних ділянок поверхні Землі. Для вирішення цих завдань необхідна математична модель програмного кутового руху КА. Наведено необхідні вихідні дані, математична модель і методика розрахунку кінематичних параметрів програмного кутового руху КА в режимі площинної трасової зйомки суміжних ділянок поверхні Землі, розташованих на заданій відстані від сліду траси КА; приклади і результати чисельних розрахунків програм кутового руху КА при наведенні апаратури дистанційного зондування.

Ключові слова: КОСМІЧНИЙ АПАРАТ, ПЛОЩИННА ЗЙОМКА, КУТОВИЙ РУХ.

Аннотация. Приведены необходимые исходные данные, математическая модель и методика расчета кинематических параметров программного углового движения космического аппарата (КА) в режиме площадной трассовой съемки смежных участков поверхности Земли, расположенных на заданном расстоянии от следа трассы КА; примеры и результаты численных расчетов программ углового движения КА при наведении аппаратуры дистанционного зондирования. Наведение ОС осуществляется за счет движения КА вокруг центра масс с помощью электромаховичных двигателей.

Ключевые слова: КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, ПЛОЩАДНАЯ СЪЕМКА, УГЛОВОЕ ДВИЖЕНИЕ.

Abstract. Currently increased interest in satellite images of the Earth's surface with high resolution terrain (1 to 10 m). To obtain such images, you must use a long focus optical system (OS) having a limited field of view that does not allow the images of the large width. To increase the effectiveness of shooting in modern space systems (SS) Earth observation provides the opportunity after shooting a segment of the Earth's surface to redirect the OS to another area and spend it shooting. With sufficient speed shift OS it is possible to survey two or more adjacent parcels, which is almost equivalent to the corresponding increase in the width of the field of view of the removing apparatus. In this connection there is the task of restoring the OS, which is solved by the use of appropriate hardware and software control the angular movement of the removing apparatus. When creating the SS there is also the need to solve the following tasks: calculation of the program angular motion in a given length of the removable sections and a predetermined number of adjacent strips to be shot, with the purpose of definition of system requirements, spacecraft (SC) control and calculation under given characteristics of the system orientation of the SC possible number of the maximum length and remove adjacent portions of the surface of the Earth. To solve these tasks the mathematical model software of angular motion of the SC. Given the necessary initial data, mathematical model and method of calculation of kinematic parameters of a software angular motion of a SC in the mode of area highway shooting adjacent sections of the Earth's surface located at a predetermined distance from a trace route SC; examples and results of numerical calculations of the programmed angular motion by moving the instrument in remote sensing.

Key words: SPACECRAFT, AREAL SHOOTING, ANGULAR MOTION.

Введение

Одним из перспективных направлений в области ДЗЗ является создание космических систем (КС), включающих в свой состав несколько космических аппаратов (КА),

В настоящее время отмечается возрастание интереса к космическим снимкам поверхности Земли с высоким разрешением на местности (от 1 м до 10 м). Для получения снимков с таким разрешением необходимо использовать длиннофокусные оптические системы. Такие системы практически всегда имеют ограниченное (узкое) поле зрения, что не позволяет проводить съемку участков (полос) большой ширины.

Поэтому для повышения эффективности съемки в современных космических системах наблюдения Земли предусматривается возможность после окончания съемки одного участка поверхности Земли перенацеливать оптическую систему на другой снимаемый участок, и провести съемку другого участка [1; 2; 7–9].

В частности, КС "Січ-2М" и "Січ-2-1" предполагают обеспечение режима площадной съемки. При достаточной скорости перенацеливания возможно проведение съемки двух и более смежных участков, что практически эквивалентно соответствующему увеличению ширины поля обзора снимающей аппаратуры.

В связи с этим возникает задача наведения оптической системы, которая решается с использованием соответствующих технических и программных средств управления угловым движением снимающей аппаратуры.

При создании КС возникает необходимость решения следующих задач [3 – 6]:

- расчет программы углового движения космического аппарата при заданной длине снимаемых участков и заданном числе смежных полос, подлежащих съемке, с целью определения требований к системе управления КА;

- расчет при заданных характеристиках системы ориентации КА

возможного числа и максимальной длины снимаемых смежных участков поверхности Земли.

Для решения этих задач необходимо, прежде всего, разработать математическую модель углового движения КА при съемке смежных участков поверхности Земли.

Постановка задачи

Объекты наблюдения с точки зрения планирования работы целевой аппаратуры КА можно разделить на точечные и площадные. Точечный объект имеет небольшие размеры и его снимок можно получить за один пролет КА. Для съемки площадного объекта необходимо несколько пролетов КА, в ходе которых будет получено множество смежных снимков, целиком покрывающих заданный район наблюдения.

Целью настоящей работы является разработка информационной технологии (математической модели, методики и программы моделирования) процесса перенацеливания оптической системы для проведения съемки смежных участков поверхности Земли.

Разработка методики проводилась для проектируемых КС "Січ-2-1" и "Січ-2М", в которых наведение оптических систем предполагается осуществлять за счет движения КА вокруг центра масс с помощью электромаховичных двигателей. Принцип площадной съемки заключается в последовательном получении на одном витке орбиты изображений двух смежных участков поверхности Земли, соприкасающиеся стороны которых расположены вдоль трассы КА.

Введем следующие понятия: дальний участок – участок, расположенный левее ближнего участка (когда участки находятся слева от трассы КА) и, соответственно, дальний участок – участок, расположенный правее ближнего участка (когда участки находятся справа от трассы КА). Расположение участков показано на рис. 1.

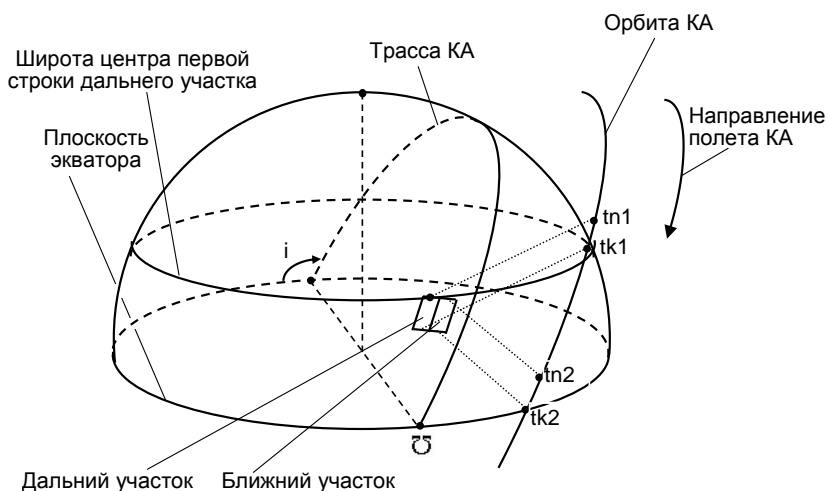


Рисунок 1 – Расположение участков съемки

Обозначим: $tn1$, $tk1$ – моменты времени, соответствующие началу и концу получения первого изображения; $tn2$, $tk2$ – моменты времени, соответствующие началу и концу получения второго изображения; t_z – момент времени, соответствующий минимальному угловому расстоянию между радиус-вектором КА и радиус-вектором дальнего участка.

Исходные положения и допущения

При разработке методики расчета кинематических параметров программного движения КА вокруг центра масс использованы следующие исходные положения и допущения:

- время отсчитывается от момента прохождения КА восходящего узла орбиты, на котором производится съемка;

- изображение двух смежных участков поверхности Земли, соприкасающиеся стороны которых расположены вдоль трассы КА, формируется путем последовательного получения двух изображений участков поверхности Земли из различных точек одного и того же витка орбиты КА;

- при расчете программ углового движения КА учитывается смещение снимаемого участка за счет вращения Земли;

- при расчете времени получения каждого изображения составляющая линейной скорости движения КА относительно снимаемого участка за счет вращения Земли принимается постоянной;

- каждое изображение участков формируется за счет орбитального движения КА путем последовательного получения строк изображения с помощью линейки чувствительных элементов;

- оптическая система аппаратуры дистанционного зондирования Земли жестко связана с КА, а ее наведение для площадной съемки осуществляется программным движением КА вокруг центра масс;

- при съемке каждого изображения углы тангажа, крена, рыскания остаются постоянными;

- в качестве модели Земли принята сфера радиусом 6371 км;

- Земля вращается вокруг своей оси с постоянной угловой скоростью;

- движение центра масс КА по орбите считается равномерным.

Для описания движения КА вокруг центра масс используются следующие правые системы координат.

Связанная система координат (ССК) $Ox_c y_c z_c$. Начало координат O совпадает с центром масс КА. Ось Oz_c направлена в сторону ракеты-носителя, ось Ox_c направлена в сторону полуплоскости стабилизации I, ось Oy_c дополняет систему координат до правой.

Орбитальная система координат (ОСК) $OX_OY_OZ_O$. Начало координат O совпадает с центром масс КА. Ось OZ_O направлена по радиус-вектору, соединяющему центр масс Земли с центром масс КА, ось OX_O лежит в плоскости орбиты КА и направлена в сторону орбитального движения, ось OY_O дополняет ОСК до

$$\begin{aligned} C_{11} &= \cos \vartheta \cos \psi + \sin \vartheta \sin \varphi \sin \psi, C_{12} = \cos \varphi \sin \psi, C_{13} = -\sin \vartheta \cos \psi + \cos \vartheta \sin \varphi \sin \psi, \\ C_{21} &= -\cos \vartheta \sin \psi + \sin \vartheta \sin \varphi \cos \psi, C_{22} = \cos \varphi \cos \psi, C_{23} = \sin \vartheta \sin \psi + \cos \vartheta \sin \varphi \cos \psi, \\ C_{31} &= \sin \vartheta \cos \varphi, C_{32} = -\sin \varphi, C_{33} = \cos \vartheta \cos \varphi. \end{aligned}$$

При нулевых углах тангажа, крена и рыскания направления соответствующих осей ОСК и ССК совпадают. Производится съемка участков, расположенных вдоль трассы КА. При съемке дальнего и ближнего участков КА аппарат находится не над снимаемыми участками, а на некотором расстоянии от них. Для описания положения центра проекции на местность какой-либо строки изображения снимаемого участка поверхности Земли, используются следующие правые системы координат.

Гринвичская система координат (ГСК) $O_GX_GY_GZ_G$. Начало координат O_G

$$\left. \begin{aligned} B_{11} &= -\cos(\lambda_\Omega(t))\sin(u(t)) - \sin(\lambda_\Omega(t))\cos(i)\cos(u(t)), \\ B_{12} &= -\sin(\lambda_\Omega(t))\sin(u(t)) + \cos(\lambda_\Omega(t))\cos(i)\cos(u(t)), \\ B_{13} &= \sin(i)\cos(u(t)), \\ B_{21} &= \sin(\lambda_\Omega(t))\sin(i), \\ B_{22} &= -\cos(\lambda_\Omega(t))\sin(u(t)), \\ B_{23} &= \cos(i), \\ B_{31} &= \cos(\lambda_\Omega(t))\cos(u(t)) - \sin(\lambda_\Omega(t))\cos(i)\sin(u(t)), \\ B_{32} &= \sin(\lambda_\Omega(t))\cos(u(t)) + \cos(\lambda_\Omega(t))\cos(i)\sin(u(t)), \\ B_{33} &= \sin(i)\sin(u(t)), \end{aligned} \right\}$$

Приняты обозначения: i – наклонение орбиты КА; $u(t)$ – аргумент широты КА; $\lambda_\Omega(t)$ – Гринвичская долгота восходящего узла орбиты КА; t – текущий момент времени, который отсчитывается от момента прохождения КА восходящего узла орбиты; $\lambda_{\Omega 0}$ – Гринвичская долгота восходящего узла орбиты КА в момент времени $t = 0$; ω – скорость изменения Гринвичской долготы восходящего узла

правой. Переход от ОСК к ССК осуществляется тремя последовательными поворотами на углы тангажа ϑ – вокруг оси OY_O , крена φ – вокруг повернутой оси $OX_{\Pi'}$ и рыскания ψ – вокруг повернутой дважды оси $OZ_{\Pi''}$. Компоненты матрицы перехода от ОСК к ССК:

совпадает с центром Земли. Ось O_GX_G направлена в точку пересечения экватора с Гринвичским меридианом, ось O_GZ_G направлена в точку северного полюса, ось O_GY_G дополняет ГСК до правой.

Связь координат ГСК с координатами КА в ОСК осуществляется с помощью матрицы B :

$$\left. \begin{aligned} X_O &= B_{11}X_G + B_{12}Y_G + B_{13}Z_G, \\ Y_O &= B_{21}X_G + B_{22}Y_G + B_{23}Z_G, \\ Z_O &= B_{31}X_G + B_{32}Y_G + B_{33}Z_G, \end{aligned} \right\}$$

где B_{ij} – элементы матрицы перехода от ГСК к ОСК:

орбиты с учетом прецессии орбиты КА; ωz – угловая скорость вращения Земли: $\lambda_\Omega(t) = \lambda_{\Omega 0} + \omega t$; $\omega = -\omega z$; $\omega z = 7,292 \cdot 10^{-5}$ рад/с.

Относительная орбитальная система координат (ООСК) $O_RX_RY_RZ_R$. Начало координат O_R совпадает с центром масс КА. Ось O_RZ_R направлена по радиус-вектору, соединяющему центр Земли с центром масс КА, ось O_RX_R направлена вдоль касательной к трассе КА, ось O_RY_R дополняет ООСК до

правой. Ориентация снимающего прибора в ООСК обеспечивает расположение снимаемого участка вдоль трассы КА.

Связанная с проекцией на местность строки изображения система координат (УСК) $O_G X_L Y_L Z_L$. Начало координат O_G совпадает с центром Земли. Ось $O_G Z_L$ направлена по радиус-вектору, соединяющему центр Земли с центром проекции на местность строки изображения, ось $O_G X_L$ направлена параллельно касательной к трассе КА в момент времени t_c для проекции данной строки изображения, ось $O_G Y_L$ дополняет УСК до правой.

Матрица перехода от ОСК к ООСК:

$$R = \begin{vmatrix} \cos(Ad) & \sin(Ad) & 0 \\ -\sin(Ad) & \cos(Ad) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix},$$

где Ad – угол между касательной к трассе КА и плоскостью орбиты в момент времени t , $Ad = \arctg \frac{\omega z \sin(i) \cos(u(t))}{du - \omega z \cos(i)}$; du – угловая скорость орбитального движения КА,

$$du = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}}; \mu - \text{гравитационный параметр}$$

Земли, $\mu = 3,986 \times 10^5 \text{ км}^3/\text{с}$; r – радиус-вектор КА, $r = h + Rz$; h – высота орбиты КА; Rz – средний радиус Земли.

Матрица перехода от ООСК к УСК, рассчитанная для момента, определяемого интервалом времени t_c , соответствующего положению проекции данной строки

$$\text{изображения: } L = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}.$$

Для описания отображения наблюдаемой части поверхности Земли на картинную плоскость оптико-электронной системы (ОЭС) используется также система координат $pxyz$ фотоприемной структуры (СКФС). Начало координат p совпадает с главной точкой картинной плоскости. Номинальные направления осей СКФС совпадают с направлениями соответствующих осей ССК. Используется линейка чувствительных элементов, расположенная вдоль оси py . Ось pz будем называть оптической осью ОЭС (рис. 2).

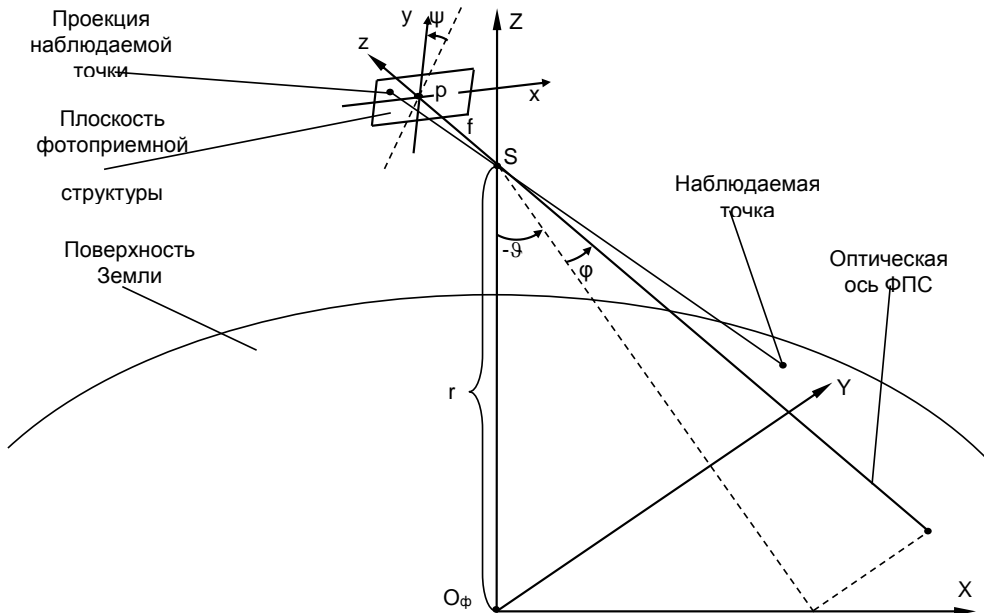


Рисунок 2 – Схема отображения наблюдаемой части поверхности Земли на картинную плоскость оптико-электронной системы

В связи с тем, что расстояние от центра проектирования S до центра масс КА намного меньше радиус-вектора r положения КА, при решении задачи наведения ОЭС принимаем, что координаты центра проектирования S в ГСК совпадают с координатами центра масс КА.

Координаты наблюдаемой точки в ОСК преобразуются в координаты точки изображения в СКФС в результате трех последовательных поворотов на углы тангажа ϑ , крена ϕ и рыскания ψ .

В качестве кинематических параметров движения КА вокруг центра масс рассматриваются углы ориентации ССК в ОСК, скорости и ускорения изменения этих углов.

Методика расчета программ углового движения КА при съемке поверхности Земли в режиме площадной съемки

Исходные данные. Для расчета кинематических параметров программного движения КА вокруг центра масс при проведении площадной съемки используются следующие исходные данные: h – высота орбиты КА; i – наклонение орбиты КА; u – аргумент широты КА в восходящем узле орбиты; Lu – длина снимаемого участка; γ – угол поля зрения сканера; δ_z – географическая широта центра первой строки дальнего участка; p – расстояние от трассы КА до центра первой строки дальнего участка ("+" если центр первой строки дальнего участка расположен слева относительно трассы КА или на трассе КА); ϑ_i – массив дискретных значений угла отклонения КА по тангажу; t_i – массив дискретных значений времени перенацеливания КА по тангажу. Методика расчета:

1. Время перенацеливания КА по тангажу, соответствующее углу перенацеливания по тангажу:

$$W(q) = \text{int } \text{erp}(CSW, \vartheta, t, X(q)), \quad (1)$$

где q – угол тангажа от 0 до 70 град с дискретностью 0,001 град;

$CSW = \text{pspline}(\vartheta, t)$ – стандартная функция для аппроксимации дискретных

значений угла перенацеливания КА по тангажу от времени перенацеливания по тангажу.

Функция CSW возвращает вектор коэффициентов вторых производных. Этот вектор используется в стандартной функции «interp». Аргументы ϑ и t должны быть вещественными векторами одинаковой длины. Значения в массиве ϑ должны быть вещественными и расположены в порядке возрастания.

Функция «pspline» генерирует кривую сплайна, которая приближается к параболе в граничных точках.

Функция $W(q)$ возвращает интерполируемое значение q , соответствующее аргументу $X(q)$. Вектор CSW вычисляется на основе векторов данных θ и t функции «pspline».

2. Аргумент широты КА:

$$u_z = \pi - \arcsin\left(\frac{\sin(\delta_z)}{\sin(i)}\right).$$

3. Радиус-вектор положения центра масс КА: $r = Rz + h$.

4. Скорость вращения Земли относительно орбиты КА: $\omega = -\omega_z$.

5. Угловая скорость орбитального движения КА:

$$du = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}}.$$

6. Линейная скорость КА:

$$Vka = du \cdot r.$$

7. Угол между касательной к трассе КА и плоскостью орбиты:

$$Ad = \arctg\left(\frac{\omega z \sin(i) \cos(u_z)}{du - \omega z \cos(i)}\right).$$

8. Скорость движения подспутниковой точки:

$$Vc = du \cdot \frac{R}{\cos(Ad)}.$$

9. Момент времени, соответствующий минимальному угловому расстоянию между радиус-вектором положения центра масс КА и радиус-вектором центра дальнего участка:

13. Время нацеливания КА на дальний участок: $T_1 = W(x)$.

14. Время съемки дальнего участка:
 $T_2 = \frac{Lu}{Vc}$.

15. Время перенацеливания КА с дальнего на ближний участок: $T_3 = W(2 \cdot x)$.

16. Время съемки ближнего участка:
 $T_4 = T_2$.

17. Время приведения КА в дежурный режим ($\vartheta = 0$): $T_5 = T_1$.

18. Время площадной съемки:
 $ts = 2 \cdot \delta + T_3$.

19. Время начала съемки дальнего участка от момента прохождения КА восходящего узла: $mt1 = t_{-z} - \frac{ts}{2}$.

20. Время конца съемки дальнего участка от момента прохождения КА восходящего узла: $tk1 = mt1 + \delta$.

21. Время конца съемки ближнего участка от момента прохождения КА восходящего узла:
 $tk2 = t_{-z} + \frac{ts}{2}$.

22. Время начала съемки ближнего участка от момента прохождения КА восходящего узла:
 $mt2 = tk2 - \delta$.

23. Длительность перенацеливания КА с дальнего на ближний участок: $tr = ts - 2 \cdot \delta$.

24. Количество точек расчета при получении каждого изображения площадной съемки: $m = \frac{Lu}{100}$.

25. Шаг точек расчета: $n = 1..m$,
 $c_n = 100 \cdot n$.

26. Время прохождения пути от начала участка до n -ой точки: $t_n = \frac{c_n - 100}{Vc}$.

27. Аргумент широты КА на широте начала съемки: $ud0_n = du \cdot (t_n + t_{-z} - \frac{ts}{2})$.

$$B1_n = \begin{vmatrix} \cos(\lambda\Omega_n) & \sin(\lambda\Omega_n) & 0 \\ -\sin(\lambda\Omega_n) & \cos(\lambda\Omega_n) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}; B2_n = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(i) & \sin(i) \\ 0 & -\sin(i) & \cos(i) \end{vmatrix};$$

28. Координаты центра проекции n -ой строки изображения в ССК:

$$AL_n = \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ Rl_n \end{vmatrix}, RR = \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ r \end{vmatrix}.$$

29. Координаты центра проекции n -ой строки изображения в ООСК:
 $ARC_n = AL_n - RR$.

30. Угол между касательной к трассе КА и плоскостью орбиты в момент времени

$$t_n: \Delta Ad_n = \arctg[\omega x \cdot \sin(i) \cdot \frac{\cos(ud0_n)}{(du - \omega x \cdot \cos(i))}]$$

31. Матрица перехода от ООСК к ОСК в момент времени t_n :

$$OC_n = \begin{vmatrix} \cos(\Delta Ad_n) & -\sin(\Delta Ad_n) & 0 \\ \sin(\Delta Ad_n) & \cos(\Delta Ad_n) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}.$$

32. Гринвичская долгота восходящего узла орбиты КА в момент времени t_n : $\lambda\Omega_n = \omega \cdot (t_{-z} - \frac{ts}{2} + t_n)$.

33. Шаг расчета по времени:
 $\Delta t = \frac{c_1}{Vc}, j = 0..1;$

$$tt2_{(n,j)} = t_n + t_{-z} - \frac{ts}{2} + (2 \cdot j - 1) \cdot (\frac{ts}{2} - \frac{\delta}{2}).$$

34. Аргумент широты КА:
 $U1_{(n,j)} = tt2_{(n,j)} \cdot du$.

35. Геоцентрическая широта КА:
 $\phi ka_{(n,j)} = \arcsin[\sin(U1_{(n,j)}) \cdot \sin(i)]$.

36. Гринвичская долгота восходящего узла орбиты КА в момент времени t_n : $\lambda\Omega_{(n,j)} = \omega \cdot tt2_{(n,j)}$.

37. Компоненты матрицы перехода от ОСК к ГСК (B^T):

$$B3_n = \begin{vmatrix} \cos(ud0_n) & \sin(ud0_n) & 0 \\ -\sin(ud0_n) & \cos(ud0_n) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}; B4_n = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\frac{\pi}{2}) & \sin(\frac{\pi}{2}) \\ 0 & -\sin(\frac{\pi}{2}) & \cos(\frac{\pi}{2}) \end{vmatrix};$$

$$B5_n = \begin{vmatrix} \cos(\frac{\pi}{2}) & 0 & -\sin(\frac{\pi}{2}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\frac{\pi}{2}) & 0 & \cos(\frac{\pi}{2}) \end{vmatrix}; Bt_n = B5_n \cdot B4_n \cdot B3_n \cdot B2_n \cdot B1_n;$$

$$AGC_n = Bt_n^T \cdot (AOC_n + RR);$$

$$B6_n = \begin{vmatrix} \cos(\lambda\Omega_{(n,j)}) & \sin(\lambda\Omega_{(n,j)}) & 0 \\ -\sin(\lambda\Omega_{(n,j)}) & \cos(\lambda\Omega_{(n,j)}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}; B7_{(n,j)} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(i) & \sin(i) \\ 0 & -\sin(i) & \cos(i) \end{vmatrix};$$

$$B8_{(n,j)} = \begin{vmatrix} \cos(U1_{(n,j)}) & \sin(U1_{(n,j)}) & 0 \\ -\sin(U1_{(n,j)}) & \cos(U1_{(n,j)}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}; B9_{(n,j)} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\frac{\pi}{2}) & \sin(\frac{\pi}{2}) \\ 0 & -\sin(\frac{\pi}{2}) & \cos(\frac{\pi}{2}) \end{vmatrix};$$

$$B10_{(n,j)} = \begin{vmatrix} \cos(\frac{\pi}{2}) & 0 & -\sin(\frac{\pi}{2}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\frac{\pi}{2}) & 0 & \cos(\frac{\pi}{2}) \end{vmatrix}; Bt_{(n,j)} = B10_{(n,j)} \cdot B9_{(n,j)} \cdot B8_{(n,j)} \cdot B7_{(n,j)} \cdot B6_{(n,j)} \cdot$$

$$\begin{vmatrix} X_{_oij_{(n,j)}} \\ Y_{_oij_{(n,j)}} \\ Z_{_oij_{(n,j)}} \end{vmatrix} = B_{(n,j)} \cdot AGC_n - RR.$$

38. Скорости изменения координат:

$$DX_{_oij_{(n,j)}} = \omega \cdot [Y_{_oij_{(n,j)}} \cdot \sin(i) \cdot \sin(U1_{(n,j)}) - (Z_{_oij_{(n,j)}}) \cdot \cos(i)] - du \cdot [Z_{_oij_{(n,j)}}];$$

$$DY_{_oij_{(n,j)}} = \omega \cdot [(Z_{_oij_{(n,j)}}) \cdot \sin(i) \cdot \cos(U1_{(n,j)}) - X_{_oij_{(n,j)}} \cdot \sin(i) \cdot \sin[U1_{(n,j)}]];$$

$$DZ_{_oij_{(n,j)}} = \omega \cdot [X_{_oij_{(n,j)}} \cdot \cos(i) - Y_{_oij_{(n,j)}} \cdot \sin(i) \cdot \cos(U1_{(n,j)})] + duX_{_oij_{(i,j)}}.$$

39. Угол ориентации КА по тангажу:

$$\mathcal{G}_{(n,0)} = \arctg\left(\frac{X_{_oij_{(n,j)}}}{Z_{_oij_{(n,j)}}}\right).$$

40. Угол ориентации КА по крену:

$$\varphi_{(n,0)} = P,$$

$$\varphi_{(n,1)} = \arctg\left[-\frac{Y_{_oij_{(n,j)}}}{Z_{_oij_{(n,j)}}} \cdot \cos(\mathcal{G}_{(n,j)})\right] + P - \gamma \cdot N(p),$$

где p учитывает расстояние до центра первой строки дальнего участка, $N(p) = \text{if}(p \geq 0, 1, -1)$, если участки расположены слева от трассы.

Если $p \geq 0$, то $N(p) = 1$. Для нацеливания КА на ближний участок угол визирования сканера вычитается от программного угла отклонения КА по крену, происходит поворот в сторону трассы КА.

Если $p < 0$, то $N(p) = -1$. Для нацеливания КА на ближний участок угол визирования сканера прибавляется к

программному углу отклонения КА по крену, происходит поворот в сторону трассы КА.

41. Расстояние по широте от центра первой строки до центра центральной строки дальнего участка:

$$o = \frac{Lu \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2} - a \sin\left(\frac{\cos(\pi - i)}{\cos(\delta - z)}\right)\right)}{2}$$

42. Широта, на которой находится центр центральной строки дальнего участка: $\delta - z1 = \delta - z - \frac{o}{Rz}$.

43. Широта, на которой находится центр центральной строки ближнего участка:

$$\delta - z2 = \delta - z1 + \frac{\gamma \cdot p \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2} - a \sin\left(\frac{\cos(\pi - i)}{\cos(\delta - z1)}\right)\right)}{P \cdot Rz}$$

44. Изменение широты от экватора до $\pi - i$: $\xi = 0,01 \cdot \text{deg} \cdot \pi - i$.

45. Орбитальная скорость КА:

$$V_{orb} = \sqrt{\frac{\mu}{r}}$$

46. Скорость перемещения проекции оси сканера на поверхность Земли за счет орбитального движения КА: $V1(\xi) = V_{orb} \cdot \frac{Rz}{r}$.

47. Угол между вектором орбитальной скорости КА и местной параллелью: $\alpha(\xi) = \frac{\pi}{2} - a \sin\left(\frac{\cos(\pi - i)}{\cos(\xi)}\right)$.

48. Проекция скорости $V1(\xi)$ на параллель: $Vp(\xi) = V1(\xi) \cdot \cos(\alpha(\xi))$.

49. Проекция скорости $V1(\xi)$ на меридиан: $Vm(\xi) = V1(\xi) \cdot \sin(\alpha(\xi))$.

50. Скорость движения поверхности Земли за счет собственного вращения: $Ve(\xi) = \omega z \cdot Rz \cdot \cos(\xi)$.

51. Проекция суммы скоростей $V1(\xi)$ и $Ve(\xi)$ на параллель: $Vps(\xi) = Vp(\xi) + Ve(\xi)$.

52. Угол между вектором суммарной скорости и местной параллелью: $\beta(\xi) = a \tan\left(\frac{Vm(\xi)}{Vps(\xi)}\right)$.

53. Угол ориентации КА по рысканию: $\psi(\xi) = \beta(\xi) - \alpha(\xi)$.

Результаты расчетов. На рис. 4 представлены результаты расчетов зависимости программного угла отклонения КА по тангажу от длины участка съемки. Участки расположены слева от трассы КА. Расчеты проведены для случаев неподвижной и вращающейся Земли при условиях:

- длина участка от 50 до 350 км;
- расстояние от трассы КА до центра первой строки дальнего участка 50 км;
- географическая широта центра первой строки дальнего участка 45 град;
- угол визирования сканера 4 град.

Расчеты показывают, что зависимость практически линейна. Отклонение от линейности не превышает 2,46 %. Учет вращения Земли приводит к незначительному увеличению программного значения угла тангажа (~ 0,2 град).

На рис. 5 представлены результаты расчетов зависимости программного угла отклонения КА по крену от расстояния от трассы КА до центра первой строки участка. Расчеты проведены для случаев неподвижной и вращающейся Земли при расположении участков слева и справа от трассы КА при условиях:

- длина участка 350 км;
- расстояние от трассы КА до центра первой строки дальнего участка от ±50 до ± 350 км;
- географическая широта центра первой строки дальнего участка 45 град.

Очевидно, что в случае неподвижной Земли программные значения отклонения КА по крену для смежных участков должны отличаться на величину угла визирования сканера (~ 4 град). В этом случае достигается нулевое перекрытие смежных участков. При учете вращения Земли для перенацеливания КА на ближний участок программный угол крена должен быть меньше (когда дальний участок слева от трассы КА) или больше (когда дальний участок справа от трассы КА), так как за время съемки дальнего участка и перенацеливания Земля повернется и ближний участок сместится в сторону от трассы КА (когда дальний участок слева от трассы КА) или в сторону трассы КА (когда дальний участок справа от трассы КА).

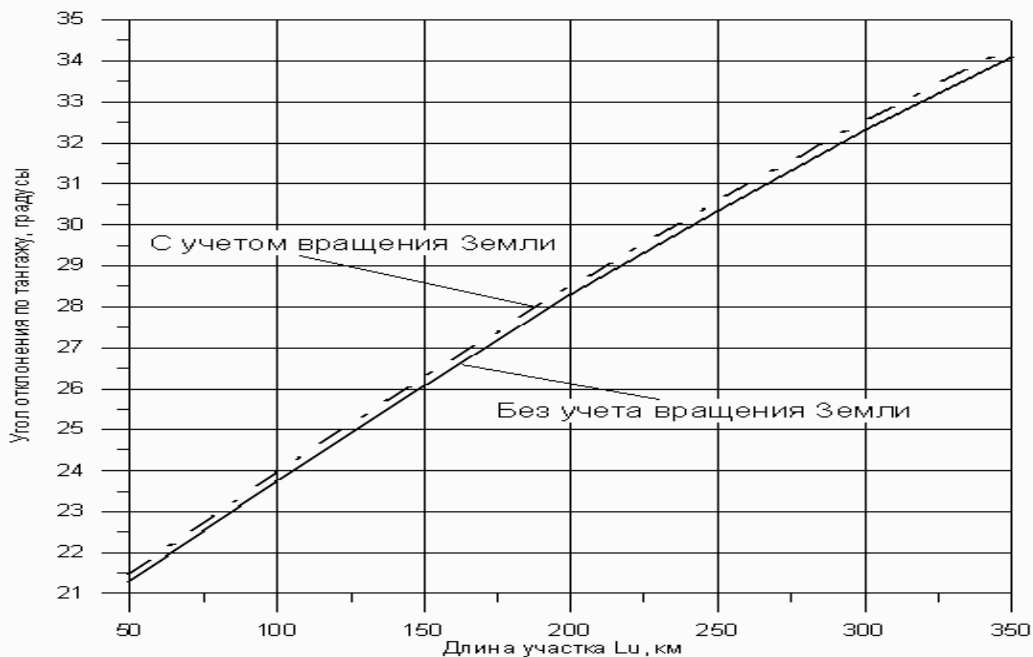


Рисунок 4 – Зависимость программного угла отклонения КА по тангажу от длины участка съемки

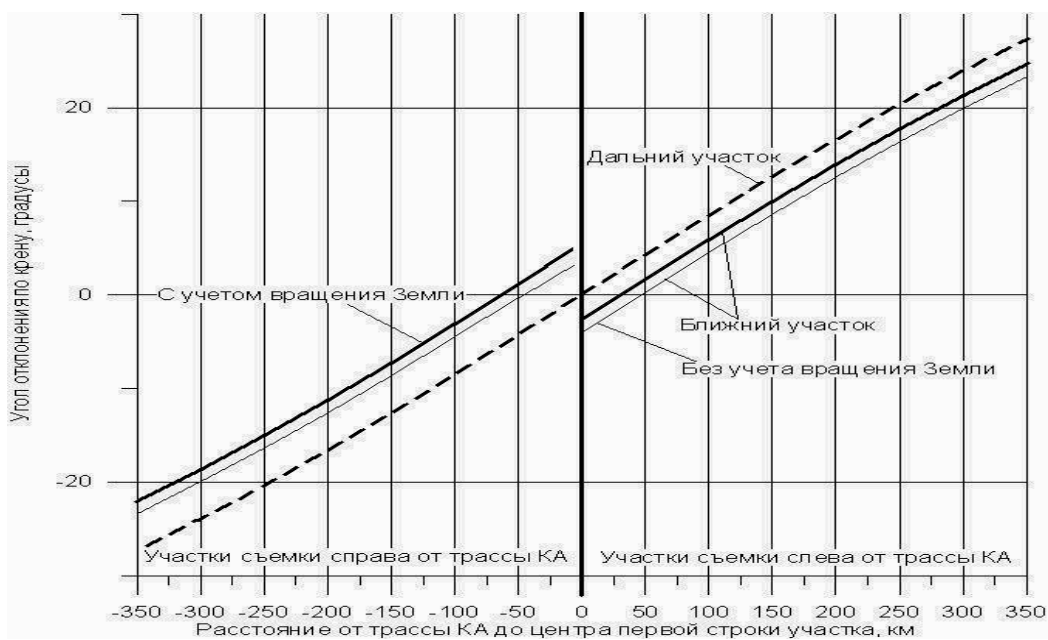


Рисунок 5 – Зависимость программного угла отклонения КА по крену от расстояния между трассой КА и центром первой строки участка

На рис. 6 представлены результаты расчетов зависимости программного угла отклонения КА по крену от расстояния от трассы КА до центра первой строки участка на разной географической широте. Расчеты проведены для случая расположения участков слева от трассы КА при условиях:

- длина участка 350 км;
- расстояние от трассы КА до центра первой строки дальнего участка от 50 до 350 км;
- географическая широта центра первой строки дальнего участка 0 и $\pi - i$.

На рис. 6 видно, что для нацеливания КА на центр первой строки дальнего участка независимо от географической широты необходимо совершить поворот КА по крену на расчетный угол, зависящий от расстояния до трассы КА. Для нацеливания КА на центр первой строки ближнего участка на широте $\pi - i$ нужно совершить поворот КА по крену на угол визирования сканера. В этом случае вектор линейной скорости движения поверхности Земли и вектор орбитальной скорости КА параллельны и направлены в противоположные стороны. На экваторе угол между векторами линейной скорости движения Земли и КА максимален, равен $\pi - i$. Для нацеливания КА на ближний участок при съемке участков слева от трассы нужно совершить поворот КА по крену на меньший угол.

На рис. 7 представлены результаты расчетов зависимости программного угла отклонения КА по крену от географической широты. Расчеты проведены для случая расположения участков слева и справа от трассы КА при условиях:

- длина участка 350 км;
- расстояние от трассы КА до центра первой строки дальнего участка ± 350 км;
- географическая широта центра первой строки дальнего участка 0 и $\pi - i$.

Очевидно, что отклонение КА по крену для дальнего участка не зависит от географической широты. На экваторе для нацеливания на ближний участок необходимо совершить поворот КА на угол, отличный от угла визирования сканера. Это определяется тем, что за время съемки дальнего участка и перенацеливания КА ближний участок сместится в сторону от трассы КА (когда дальний участок слева от трассы КА) и в сторону трассы КА (когда дальний участок справа от трассы КА). На широте $\pi - i$ вектор линейной скорости движения поверхности Земли направлен в сторону, противоположную вектору скорости движения КА. Для перенацеливания КА на ближний участок необходимо совершить поворот КА на угол визирования сканера. Техническое задание на разработку КС "Сич-2-1", "Сич-2М" предусматривает последовательное получение изображения со строками, перпендикулярными расчетному вектору текущей путевой скорости точек пересечения оптических осей сканеров с поверхностью Земли. В связи с этим необходимо поворачивать КА по рысканию.

На рис. 8 представлена зависимость программного угла отклонения КА по рысканию от географической широты. Разница программных углов по рысканию для участков 1 и 2 крайне мала, так как съемка проводится в узком диапазоне широт (до 3 град). Видно, что на экваторе программный угол отклонения КА максимален, так как угол между трассой КА и параллелью максимален.

На широте $\pi - i$ вектор линейной скорости движения поверхности Земли направлен в сторону, противоположную вектору скорости движения КА. Угол отклонения по рысканию равен нулю.

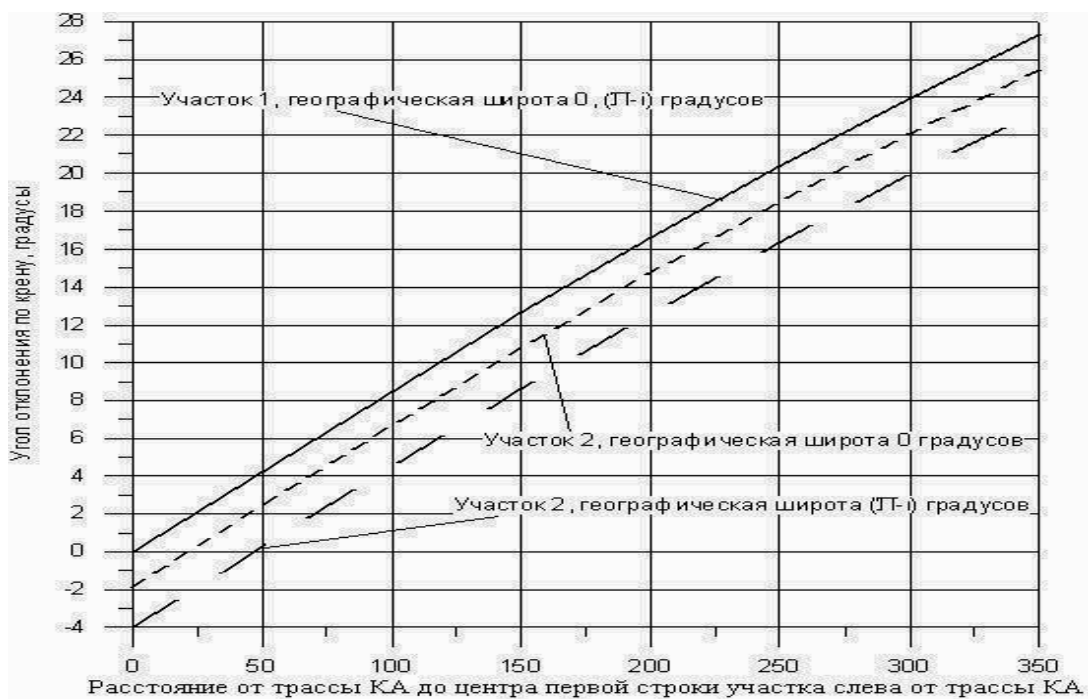


Рисунок 6 — Зависимость программного угла отклонения КА по крену от расстояния между трассой КА и центром первой строки участка на разной географической широте

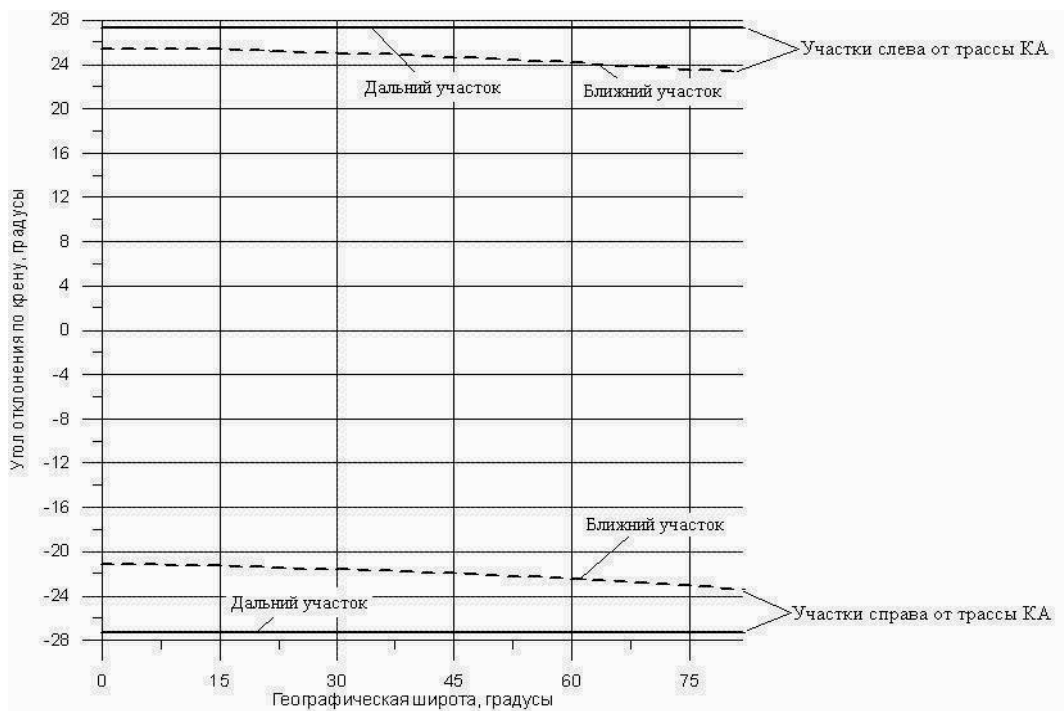


Рисунок 7 – Зависимость программного угла отклонения КА по крену от географической широты

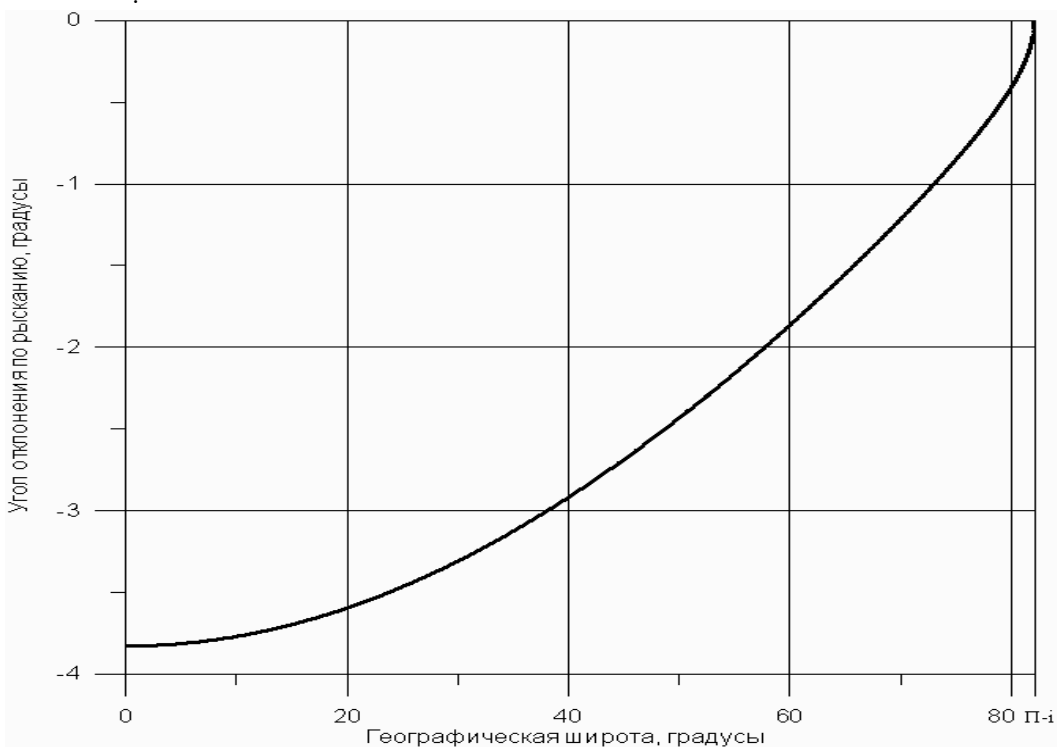


Рисунок 8 – Зависимость программного угла отклонения КА по рысканию от географической широты

Выводы

Разработана информационная технология расчета кинематических параметров наведения аппаратуры КА дистанционного зондирования при съемке поверхности Земли в площадном трассовом режиме. Приведены: исходные данные, необходимые для расчета кинематических параметров программного движения КА вокруг центра масс; методика расчета кинематических параметров программного движения КА; примеры и результаты численных расчетов программ движения КА вокруг центра масс при наведении аппаратуры дистанционного зондирования в режиме площадной трассовой съемки.

Библиографические ссылки

1. Бакланов А.И. Анализ состояния и тенденции развития систем наблюдения высокого и сверхвысокого разрешения. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2010. №2. С. 80 – 91.
2. Бакланов А.И. Системы наблюдения и мониторинга: учебное пособие. М.: «БИНОМ» Лаборатория знаний. 2009. 234 с.
3. Батраков А.С. Общая модель для расчета и анализа скорости сдвига оптического изображения при съемке земной поверхности. Исследование Земли из космоса. № 4. 1989. С. 99 – 106.
4. Батраков А.С. Математическая модель для прогнозирования линейного разрешения космических оптико-электронных систем дистанционного

- зондирования. Оптический журнал. 2000. Т. 67. № 7. С. 92 – 97.
5. Бутырин С.А. Кинематический синтез программного углового движения космического аппарата при оптико-электронной съёмке Земли. Известия Самарского научного центра РАН. 2007. Т. 9. № 3.
 6. Петрищев В.Ф. Оптимальное сканирование космическим аппаратом поверхности Земли: учебное пособие. Самара: Изд-во СГАУ. 2007. 96 с.
 7. Jacobsen K. Characteristics of very high resolution optical satellites for topographic mapping. Leibniz University Hannover, Germany, Institute of Photogrammetry and Geoinformation, Commission I, WG I/4. ISPRS Hannover Workshop 2011. In: The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences, Vol. XXXVIII - 4 / W19, pp. 137 –142.
 8. Brian Howley. AA236: Overview of a spacecraft attitude determination and control. Lockheed Martin Space System Company. – URL: <http://edge.rit.edu/edge/P07106/public/Docs/Research/LM Attitude Determination Control.pdf>.
 9. G. Di Mauro, M. Lawn, R. Bevilacqua. Survey on Guidance Navigation and Control Requirements for Spacecraft Formation-Flying Missions. JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL AND DYNAMICS. Vol. 41, №3, March 2018. doi:10.2514/1.G002868. pp. 581-603.

Надійшла до редколегії 15.03.2019

Сведения об авторах



Луць Олег Викторович.
Україна. ГП
“Конструкторське
бюро “Южне” ім.
М.К. Янгеля”.
Інженер-програміст.
Сфера інтересів –
системи
дистанційного
зондування Землі.



Ярмольчук Евгений
Дмитриевич.
Україна. ГП
“Конструкторське
бюро “Южне” ім.
М.К. Янгеля”.
Начальник відділа.
Сфера інтересів –
системи
дистанційного
зондування Землі.



Борщева Галина
Александровна.
Україна. ГП
“Конструкторське
бюро “Южне” ім.
М.К. Янгеля”
Начальник групи.
Сфера інтересів –
системи
дистанційного
зондування Землі.



Манойленко Александр
Алексеевич. Україна.
Дніпровський
національний
університет ім. Олесь
Гончара. Кандидат
технічних наук,
доцент.
Сфера інтересів –
системи і процеси
управління.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ И УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

И. А. Сидоров, А. А. Манойленко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, пр. Гагарина 72, г. Днепр, 49010, Украина, e-mail: camz5@meta.ua

Анотация. На данный час відзначається підвищений інтерес до створення безплатформених інерціальних навігаційних систем (БІНС), які складають інформаційне ядро сучасних бортових комплексів орієнтації та навігації космічних апаратів (КА). Виникає актуальне завдання, яке зв'язане з розробкою високоточних алгоритмів оцінювання і фільтрації даних з датчиків параметрів руху КА, математичної моделі БІНС, розрахунком її похибок та аналізом впливу похибок на характеристики системи навігації і орієнтації КА. Запропоновано математичну модель для вирішення завдання навігації і кутової орієнтації малого КА, оснащеного електромагнітними органами керування, с урахуванням фільтрації "зашумлених" даних магнітометра. Задані вимоги до точності кутової орієнтації і стабілізації КА в режимі підтримки тривісної орієнтації КА в орбітальній системі координат (ОСК) і до тривалості режиму гасіння кутових швидкостей, одержуваних КА при відділенні від ракети-носія (РН), і режиму початкового побудови тривісної орієнтації КА в ОСК. Математична модель включає: модель руху центру мас КА в оскулюючих елементах орбіти з заданими параметрами, модель кутового руху КА навколо центру мас, модель магнітного поля Землі (МПЗ) і модель фільтрації даних магнітометра. В якості алгоритму фільтрації даних з магнітометра про складові вектора магнітної індукції МПЗ, використаний однопараметричний алгоритм експоненціального згладжування (експоненціального змінного середнього), який належить до класу фільтрів першого порядку з нескінченною імпульсною характеристикою. Наведено результати чисельного моделювання динамічних процесів навігації та кутової орієнтації КА після відділення від РН з урахуванням фільтрації даних магнітометра, отримана оцінка точності кутової орієнтації і стабілізації КА.

Ключові слова: КОСМІЧНИЙ АПАРАТ, НАВИГАЦІЯ, ОРІЄНТАЦІЯ, ФІЛЬТРАЦІЯ, ТОЧНІСТЬ.

Аннотация. Предложена математическая модель для решения задачи навигации и угловой ориентации малого космического аппарата (КА) с учетом фильтрации данных магнитометра. Проведена оценка точности угловой ориентации и стабилизации КА, оснащенного электромагнитными органами управления.

Ключевые слова: КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ, НАВИГАЦИЯ, ОРИЕНТАЦИЯ, ФИЛЬТРАЦИЯ, ТОЧНОСТЬ.

Abstract. Currently, there is an increased interest in the creation of strapdown inertial navigation systems (SINS), which make up the information core of modern airborne systems for the orientation and navigation of spacecraft (SC). An urgent problem arises, which is associated with the development of high-precision algorithms for estimating and filtering data from the sensors of the SC motion parameters, the mathematical model of the SINS, calculating its errors and analyzing the effect of errors on the characteristics of the navigation system and orientation of the SC. A mathematical model is proposed for solving the problem of navigation and angular orientation of a small SC equipped with electromagnetic control elements, taking into account the filtering of "noisy" magnetometer data. The requirements are set for the accuracy of the angular orientation and stabilization of the SC in the mode of maintaining the triaxial orientation of the SC in the orbital coordinate system (OCS) and for the duration of the damping mode of the angular velocities obtained by the SC during separation from the launch vehicle (LV), and the mode of the initial construction of the triaxial orientation of the SC in OCS. The mathematical model includes: a model of the motion of the center of mass of the SC in the osculating elements of the orbit with specified parameters, a model of the angular motion of the SC around the center of mass, a model of the Earth's magnetic field (EMF) and a model of filtering magnetometer data. As an arithm for filtering data from a magnetometer on the components of the magnetic induction vector of the EMF, a one-parameter algorithm of exponential smoothing (exponential moving average) is used, which belongs to the class of first-order filters with an infinite impulse response. The results of numerical simulation of the dynamic processes of navigation and the angular orientation of the SC after separation from the LV taking into account the filtering of magnetometer data by the method of exponential smoothing using mathematical models are presented, and the accuracy of the angular orientation and stabilization of the SC is estimated.

Keywords: SPACECRAFT, NAVIGATION, ORIENTATION, FILTERING, ACCURACY.

Введение

Проблемам разработки высокоточных систем наведения, навигации, управления малых спутников на орбите и их элементов посвящено множество работ, в частности [4 – 7].

В качестве объекта управления рассматривается малый космический аппарат (КА), оснащенный тремя управляющими электромагнитами (УЭМ) и трехосным магнитометром (ММ).

Заданы следующие требования к точности угловой ориентации и стабилизации КА: в режиме поддержания трехосной ориентации в орбитальной системе координат (ОСК) точность должна быть не хуже ± 5 град (по крену, тангажу и рысканию) при угловых скоростях в связанной системе координат (ССК) не хуже $\pm 0,01$ град / с.

При этом продолжительность режима гашения угловых скоростей, получаемых КА при отделении от ракеты-носителя (РН), и режима первоначального построения трехосной ориентации КА в ОСК должна быть минимально возможной, но не более 250 минут.

Величины проекций вектора угловой скорости КА на оси ССК после отделения от РН, обусловленные ошибками стабилизации и возмущениями за счет процесса отделения, могут составлять: в канале крена и тангажа в пределах ± 4 град / с; в канале рыскания в пределах ± 2 град / с.

Постановка задачи

Требуется сформировать математическую модель для решения задачи навигации и угловой ориентации КА с учетом фильтрации “зашумленных” данных магнитометра и провести оценку точности угловой ориентации и стабилизации КА.

Математическая модель движения центра масс КА в оскулирующих элементах орбиты

Рассмотрим следующие системы координат:

1) $O_1X_0Y_0Z_0$ – орбитальная система координат. Начало O_1 совпадает с центром масс КА, ось O_1Z_0 направлена по радиус-вектору r , соединяющему центр Земли с центром масс КА, ось O_1X_0 расположена в плоскости орбиты КА и направлена в сторону орбитального движения, ось O_1Y_0 дополняет систему до правой;

2) $O_1X_1Y_1Z_1$ – связанная с центром масс O_1 КА система координат, оси которой направлены по главным центральным осям инерции КА.

Положение ССК относительно ОСК задается матрицей A , элементы которой зависят от углов ориентации КА по крену φ , тангажу θ и рысканию ψ .

Элементы матрицы перехода из ССК в ОСК имеют вид [2]:

$$\begin{aligned} a_{11} &= \cos \psi \cdot \cos \theta + \sin \psi \cdot \sin \theta \cdot \sin \varphi; \\ a_{12} &= -\sin \psi \cdot \cos \theta + \cos \psi \cdot \sin \theta \cdot \sin \varphi; \\ a_{13} &= \sin \theta \cdot \cos \varphi; \\ a_{21} &= \cos \varphi \cdot \sin \psi; \\ a_{22} &= \cos \varphi \cdot \cos \psi; \\ a_{23} &= -\sin \varphi; \\ a_{31} &= -\cos \psi \cdot \sin \theta + \sin \psi \cdot \cos \theta \cdot \sin \varphi; \\ a_{32} &= \sin \psi \cdot \sin \theta + \cos \psi \cdot \cos \theta \cdot \sin \varphi; \\ a_{33} &= \cos \varphi \cdot \cos \theta. \end{aligned} \quad (1)$$

Матрица перехода A^T из ОСК в ССК получается транспонированием матрицы A .

Введем в рассмотрение следующие переменные (оскулирующие элементы):

- a – большая полуось орбиты КА;
- e – эксцентриситет орбиты КА;
- i – наклонение орбиты КА;
- Ω – долгота восходящего узла орбиты КА;
- ω – аргумент перицентра орбиты КА;
- v – истинная аномалия орбиты КА.

Уравнения движения центра масс КА в оскулирующих элементах орбиты имеют вид [1; 2]:

$$\frac{dp}{dt} = 2\sqrt{\frac{p}{\mu}} r T;$$

$$\frac{de}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[S \sin v + T \cos v \left(1 + \frac{r}{p} \right) + T e \frac{r}{p} \right];$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{r}{\sqrt{\mu p}} W \cos u; \quad (2)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{r}{\sqrt{\mu p}} W \frac{\sin u}{\sin i};$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[-\frac{1}{e} S \cos v + \frac{1}{e} T \sin v \left(1 + \frac{r}{p} \right) - W \frac{r}{p} \operatorname{ctg} i \cdot \sin u \right];$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{\sqrt{\mu p}}{r^2} + \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[\frac{1}{e} S \cos v - \frac{1}{e} T \sin v \left(1 + \frac{r}{p} \right) \right];$$

где $S = F \sin i$ – проекция возмущающей силы F , действующей на КА, направленная по нормали к траектории (по радиус-вектору r);

$T = 0$ – проекция возмущающей силы F , действующей на КА, направленная по трансверсали к траектории;

$W = F \cos i$ – проекция возмущающей силы F , действующей на КА, направленная по бинормали к траектории;

$$F = g \sin i = \frac{\mu}{r^2} \sin i;$$

g – ускорение силы земного притяжения;

$p = a(1 - e^2)$ – фокальный параметр орбиты КА;

$$r = \frac{p}{1 + e \cdot \cos v} \text{ – полярный радиус;}$$

$u = \omega + v$ – аргумент широты восходящего узла орбиты КА;

$$\mu = 0,3986 \cdot 10^{15} \frac{M^3}{c^2} \text{ – гравитационная}$$

постоянная Земли.

Учитывая достаточно малые изменения во времени переменных a , e , i , Ω , ω для круговых орбит, будем рассматривать только уравнение для истинной аномалии орбиты КА, как быстро изменяющейся переменной, в виде:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{1}{r} \sqrt{\frac{\mu}{p}}.$$

Параметры орбиты КА

Орбита КА – околосолнечная, солнечно-синхронная приполярная с

номинальными параметрами при первом прохождении КА восходящего узла:

– большая полуось, a	7046 км;
– эксцентриситет, e	0,001;
– наклонение, i	98°;
– долгота восходящего узла, Ω	240°;
– аргумент широты перигея, ω	69°;
– истинная аномалия, v	83°;
– высота орбиты, h	675 км.

Математическая модель углового движения КА вокруг центра масс

1) Уравнения углового движения КА относительно центра масс в форме Эйлера [1; 2]:

$$\begin{aligned} \dot{I}_x \omega_x + (I_z - I_y) \omega_z \omega_y &= M_x^y + M_x^z; \\ \dot{I}_y \omega_y + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= M_y^x + M_y^z; \end{aligned} \quad (3)$$

$$\dot{I}_z \omega_z + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x = M_z^y + M_z^x;$$

$$\dot{\varphi} = \omega_x \cos \psi - \omega_y \sin \psi;$$

$$\dot{\theta} = \frac{1}{\cos \varphi} (\omega_x \sin \psi + \omega_y \cos \psi) - \omega_o; \quad (4)$$

$$\dot{\psi} = \omega_z + (\dot{\theta} + \omega_o) \sin \varphi;$$

$$I_x = 1,44 \text{ кгс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2; I_y = 1,55 \text{ кгс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2; I_z = 1,27 \text{ кгс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2$$

– моменты инерции КА относительно главных центральных осей; ω_o – средняя орбитальная угловая скорость КА; φ, θ, ψ – углы отклонения КА в ОСК по крену, тангажу и рысканию соответственно;

2) Величины действующих на КА моментов сил:

– гравитационный момент:

$$M_x^z = 3\omega_o^2 (I_z - I_y) a_{32} a_{33}$$

$$M_y^z = 3\omega_o^2 (I_x - I_z) a_{31} a_{33}; \quad (5)$$

$$M_z^z = 3\omega_o^2 (I_y - I_x) a_{31} a_{32};$$

где a_{31}, a_{32}, a_{33} – элементы матрицы A ;

$$\omega_o = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}} \text{ – средняя орбитальная угловая}$$

скорость КА, $\omega_o \approx 0,0612$ град/с;

$$\mu = 0,3986 \cdot 10^{15} \frac{M^3}{c^2} \text{ – гравитационная}$$

постоянная Земли.

– требуемый управляющий момент, необходимый для отработки угловых рассогласований ССК и ОСК и угловых скоростей КА в ССК:

$$\begin{aligned} f_x &= K_1(a_{23} - a_{32}) - K_2\omega_x; \\ f_y &= K_1(a_{31} - a_{13}) - K_2\omega_y; \\ f_z &= K_1(a_{12} - a_{21}) - K_2\omega_z; \end{aligned} \quad (6)$$

– требуемый магнитный момент:

$$\begin{aligned} F_x &= -\frac{K}{H^2}(H_z f_y - H_y f_z); \\ F_y &= -\frac{K}{H^2}(H_x f_z - H_z f_x); \\ F_z &= -\frac{K}{H^2}(H_y f_x - H_x f_y); \end{aligned} \quad (7)$$

– располагаемый механический управляющий момент от взаимодействия УЭМ с МПЗ:

$$\begin{aligned} M_x^y &= \frac{K}{H^2} \cdot [-(H_y^2 + H_z^2)f_x + H_x(H_z f_z + H_y f_y)]; \\ M_y^x &= \frac{K}{H^2} \cdot [-(H_z^2 + H_x^2)f_y + H_y(H_x f_x + H_z f_z)]; \\ M_z^y &= \frac{K}{H^2} \cdot [-(H_x^2 + H_y^2)f_z + H_z(H_y f_y + H_x f_x)]; \end{aligned} \quad (8)$$

где F_x, F_y, F_z – собственные

магнитные моменты УЭМ, не более 10 А·м²;

H_x, H_y, H_z – компоненты вектора напряженности МПЗ в проекциях на оси ССК; $H^2 = H_x^2 + H_y^2 + H_z^2$.

K_1, K_2, K_y – коэффициенты усиления системы ориентации КА, $K_y = -0,1; K_1 = 0,005; K_2 = 1,0$.

Математическая модель МПЗ

1) Проекция вектора напряженности МПЗ на оси ОСК (для дипольной модели Земли), А/м [1; 2]:

$$\begin{aligned} H_{x0} &= \frac{\mu_1}{r^3} \sin i \cos u; \\ H_{y0} &= \frac{\mu_1}{r^3} \cos i; \\ H_{z0} &= -2 \frac{\mu_1}{r^3} \sin i \sin u; \end{aligned} \quad (9)$$

2) Проекция вектора напряженности МПЗ на оси ССК, А / м:

$$(H_x, H_y, H_z) = A^T \cdot (H_{x0}, H_{y0}, H_{z0}); \quad (10)$$

3) Проекция вектора магнитной индукции МПЗ на оси ССК, Н / (А м):

$$\begin{aligned} B_x &= \mu_0 H_x + \delta B_x; \\ B_y &= \mu_0 H_y + \delta B_y; \\ B_z &= \mu_0 H_z + \delta B_z; \end{aligned} \quad (11)$$

где $\mu_0 = 1,256637 \cdot 10^{-6}$ – магнитная постоянная, Н / А²;

$\mu_1 = 0,3 R_3^3 / 79,6$ – постоянная, А см³ / м;

$\mu_e = \mu_0 \mu_1 = 7,87 \cdot 10^{15}$ – постоянная, Тс м³;

i – наклонение орбиты КА, рад;

$u = \omega + v \approx \omega_0 t$ – аргумент широты восходящего узла орбиты КА (полярный угол), рад;

ω – аргумент перигея, рад;

v – истинная аномалия, рад;

$\omega_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}}$ – средняя орбитальная угловая скорость КА; $\omega_0 \approx 0,0612$ град / с;

$R_3 = 6371$ – средний радиус Земли, км;

r – расстояние от центра Земли до центра масс КА, км.

Величины $\delta B_x, \delta B_y, \delta B_z$ имеют случайный характер, распределены по нормальному закону, характеризуют “неидеальность” работы магнитометра, находятся в пределах $\pm 1\%$ от номинальных значений. Диапазон измерений составляющих вектора магнитной индукции ± 65 мкТл. Частота опроса магнитометра 10 Гц.

Математическая модель фильтрации данных магнитометра

В качестве алгоритма фильтрации “зашумленных” данных о составляющих вектора магнитной индукции МПЗ, поступающих с магнитометра, применим однопараметрический алгоритм экспоненциального сглаживания (экспоненциального скользящего среднего) [3]. Экспоненциальное скользящее среднее принадлежит классу БИХ-фильтров первого порядка с бесконечной импульсной характеристикой.

На вход фильтра последовательно поступают члены исходного временного ряда, а на выходе формируются значения экспоненциального скользящего среднего.

Пусть задан временной ряд b_1, b_2, \dots, b_n . Экспоненциальное сглаживание ряда осуществляется по рекуррентной формуле (модель Брауна):

$$b'_i = (1 - \gamma)b'_{i-1} + \gamma b_i, \quad (12)$$

где b'_i – значение величины после обработки на текущий момент времени;

b'_{i-1} – величины после обработки на предыдущий момент времени;

b_i – текущее значение фильтруемой величины;

$0 < \gamma < 1$ – параметр фильтра, подбирается экспериментально, определяет степень сглаживания. Чем меньше γ , тем сильнее будет сглаживаться входной сигнал.

Результаты моделирования

С использованием математических моделей (1) – (12) проведено численное моделирование на ПЭВМ динамических процессов навигации и угловой ориентации КА после отделения от РН с учетом фильтрации данных магнитометра методом экспоненциального сглаживания.

Из результатов моделирования следует, что требуемая точность угловой ориентации и стабилизации КА после отделения от РН достигается через ~ 9500 секунд.

На рис. 1, 2 приведены значения угла ориентации КА в ОСК по тангажу и угловой скорости КА в ССК на временном интервале 9500 – 18000 с.

На рис. 3, 4 приведены значения величины разности “фильтрованных” и “зашумленных” сигналов с магнитометра о проекциях B_x, B_z вектора магнитной индукции МПЗ на оси ССК.

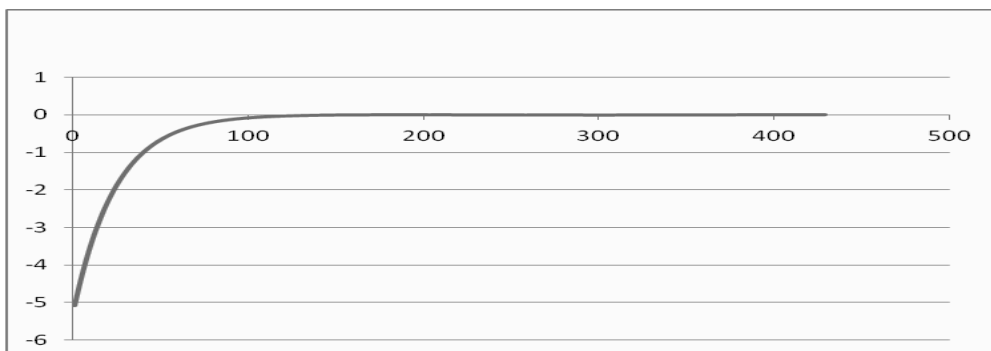


Рисунок 1 – Значение угла ориентации КА в ОСК по тангажу

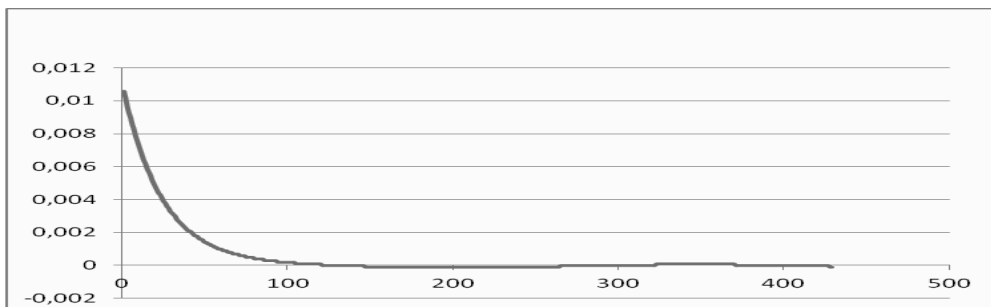


Рисунок 2 – Значение угловой скорости КА в ССК по тангажу

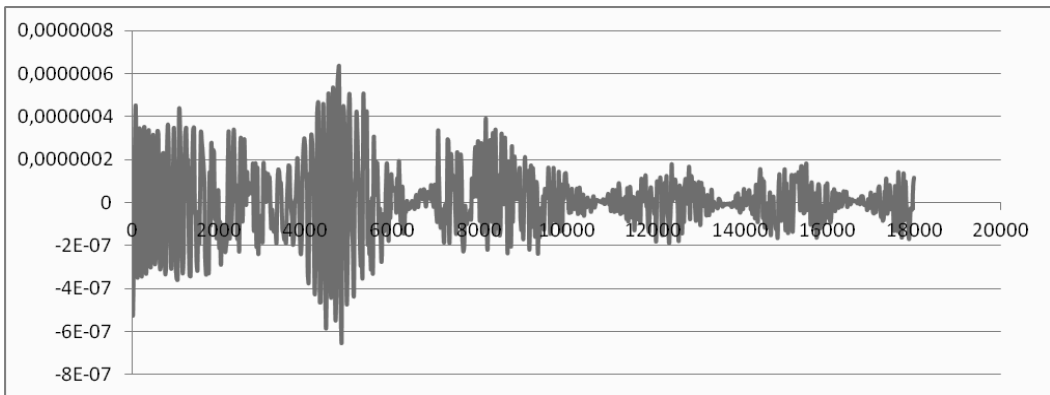


Рисунок 3 – Значения величины разности “фильтрованных” и “зашумленных” сигналов с магнитометра о проекции B_x вектора магнитной индукции МПЗ на оси ССК

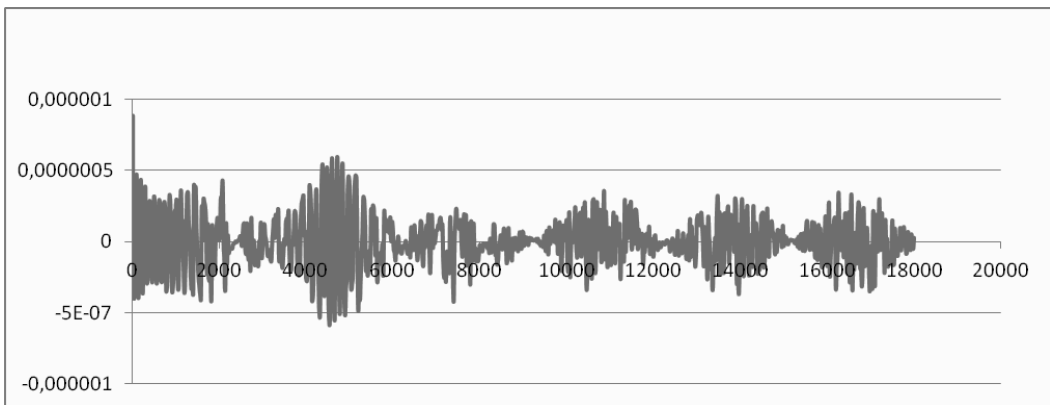


Рисунок 4 – Значения величины разности “фильтрованных” и “зашумленных” сигналов с магнитометра о проекции B_z вектора магнитной индукции МПЗ на оси ССК

На рис. 5 приведена величина модуля разности значений угла ориентации КА в ОСК по тангажу, полученных для расчетных случаев с фильтрацией данных

магнитометра и без фильтрации, на рис. 6 – величина модуля разности значений для угловой скорости КА в ССК по тангажу.

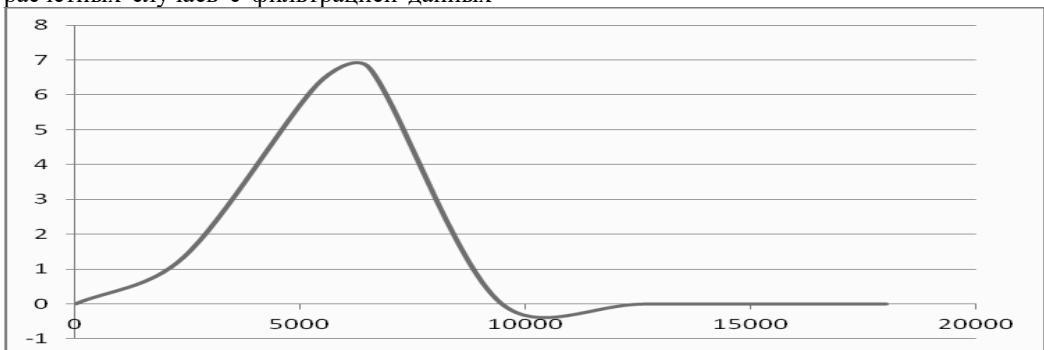


Рисунок 5 – Величина модуля разности значений угла ориентации КА в ОСК по тангажу, полученных для случаев с фильтрацией данных магнитометра и без фильтрации

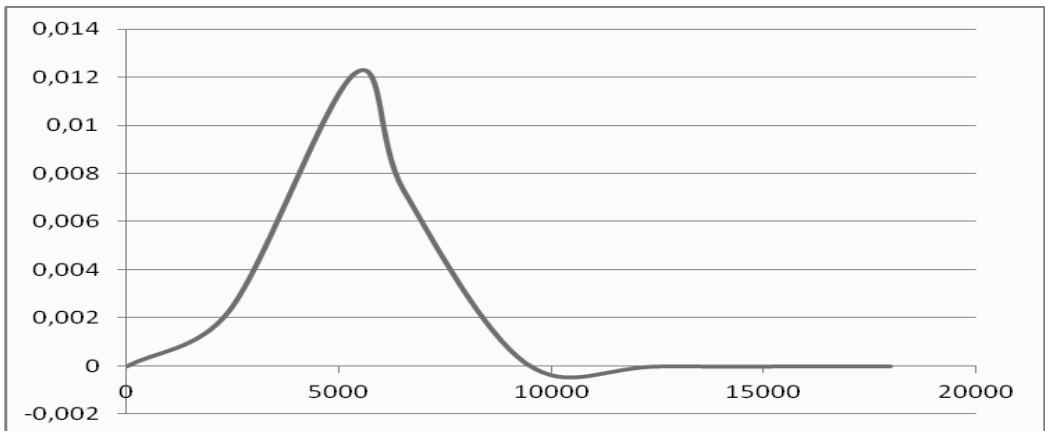


Рисунок 6 – Величина модуля разности значений угловой скорости КА в ССК по тангажу, полученных для случаев с фильтрацией данных магнитометра и без фильтрации

На рис 7, 8 приведены значения F_x , F_z собственных магнитных моментов, создаваемых управляющими

электромагнитами в каналах крена и рыскания соответственно.

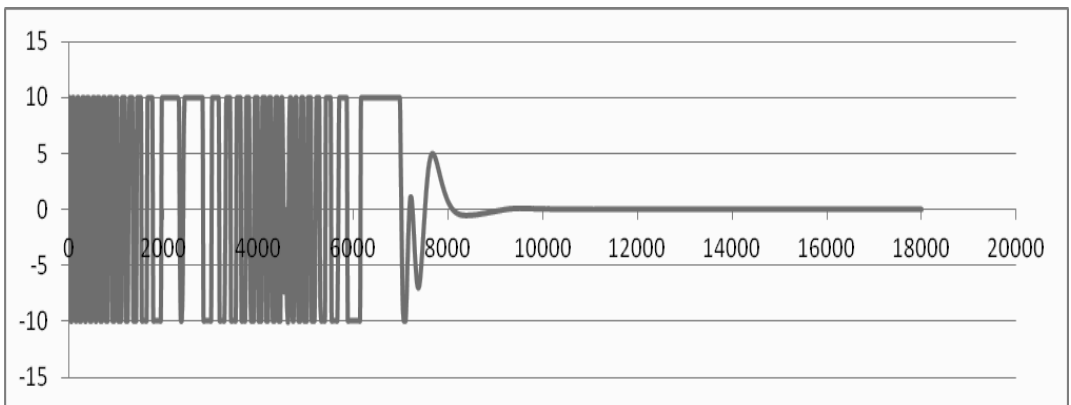


Рисунок 7 – Значения собственного магнитного момента УЭМ в канале крена, F_x

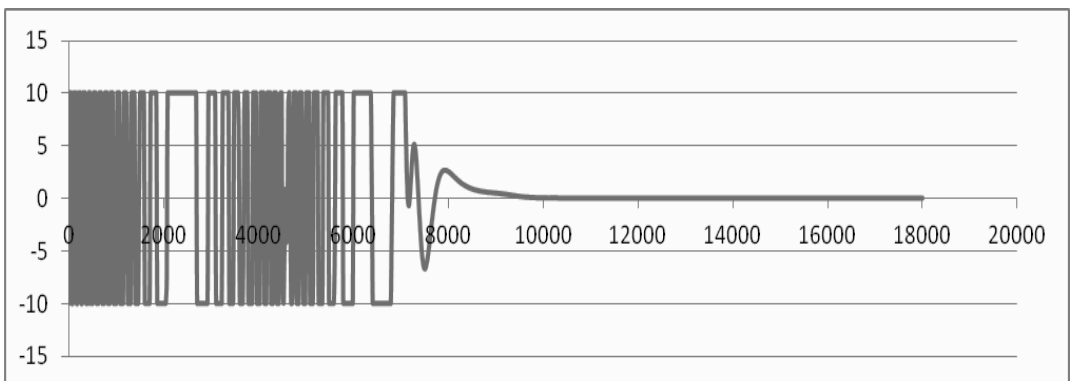


Рисунок 8 – Значения собственного магнитного момента УЭМ в канале рыскания, F_z

Выводы

Предложена математическая модель для решения задачи навигации и угловой ориентации малого КА, оснащенного электромагнитными органами управления, с учетом фильтрации “зашумленных” данных магнитометра и проведения оценок точности угловой ориентации и стабилизации КА на этапе проектирования.

Математическая модель включает: модель движения центра масс КА в оскулирующих элементах орбиты с заданными параметрами, модель углового движения КА вокруг центра масс, модель МПЗ и модель фильтрации данных магнитометра.

В качестве алгоритма фильтрации данных с магнитометра о составляющих вектора магнитной индукции МПЗ, использован однопараметрический алгоритм экспоненциального сглаживания (экспоненциального скользящего среднего), который принадлежит классу БИХ-фильтров первого порядка с бесконечной импульсной характеристикой.

Приведены результаты численного моделирования динамических процессов навигации и угловой ориентации КА после отделения от РН с учетом фильтрации данных магнитометра методом экспоненциального сглаживания, получена оценка точности угловой ориентации и стабилизации КА.

Библиографические ссылки

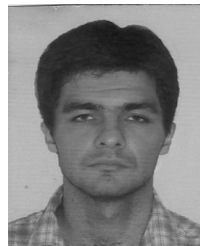
1. Лебедев Д.В. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов / Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко. К.: Наукова думка, 2006. 298 с.
2. Мирер С.А. Механика космического полета. Орбитальное движение: учеб. пособие. М: Резолит, 2013. 272 с.
3. Сергиенко А.Б. Цифровая обработка сигналов. С.-Пб.: Питер, 2002. 608 с.
4. G. Di Mauro, M. Lawn, R. Bevilacqua. Survey on Guidance Navigation and Control Requirements for Spacecraft Formation-Flying Missions // JOURNAL

OF GUIDANCE, CONTROL AND DYNAMICS. Vol. 41, № 3, 2018, pp. 581–603. DOI: 10.2514/1.G002868.

5. Brent E. Tweddle. Relative Computer Vision Based Navigation for Small Inspection Spacecraft // JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL AND DYNAMICS. Vol. 38, № 5, 2015, pp. 969–978. DOI: 10.2514/1.G000687.
6. Peter Z. Schulte†, David A. Spencer. Development of an Integrated Spacecraft Guidance, Navigation, Control Subsystem for Automated Proximity Operations // ELSEVIER. Acta Astronautica. Vol. 118, 2016, pp. 168–186. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576515003811>
7. Francesco Sansone, Alessandro Francesconi. Low-cost relative navigation sensors for miniature spacecraft and drones. June 2015. DOI:10.1109 / MetroAeroSpace.2015.7180688.

Надійшла до редколегії 03.04.2019

Сведения об авторах



Сидоров Илья Андреевич, Украина. Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара. Аспирант. Сфера интересов – системы и процессы управления.



Манойленко Александр Алексеевич, Украина. Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара. Кандидат технических наук, доцент. Сфера интересов – системы и процессы управления

КЕРУВАННЯ З РЕДУКУВАННЯМ ЗБУРЮЮЧИХ ФАКТОРІВЮ. Д. Шептун¹, С. В. Спіркін²¹Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна, 72, м. Дніпро 49010, Україна, e-mail: udsheptun@rambler.ru²Державне підприємство «Виробниче об'єднання Південний машинобудівний завод імені О.М.Макарова»вул. Криворізька, 1, м. Дніпро, 49008, Україна, e-mail: spirkin@yuzhmash.com

Анотація. Показано, що при використанні маршового двигуна ракети в якості виконуючого пристрою системи керування, реалізується ефект автокомпенсації збурюючих факторів, завдяки чому суттєво зменшується кількість палива, яке витрачається на відпрацювання збурень параметрів руху ракети.

Ключові слова: КЕРУЄМІСТЬ, СТІЙКІСТЬ РУХУ, ВИТРАТИ ЕНЕРГІЇ, ХИТАННЯ ДВИГУНА.

Abstract. The structural and dynamic features of the space (moving outside the dense layers of the atmosphere) stages of rockets - carriers of spacecraft as control objects are analyzed. The reasons are investigated - disturbing factors that generate external forces and moments that determine the disturbed motion of space rocket stages. For space rocket stages, disturbing factors are: mass asymmetry of the stage relative to its longitudinal axis and angle of mismatch of the line of action of the thrust vector of the propulsion system of the stage with the longitudinal axis of the stage. It is shown that when using the stage control deviating in the hinge of the marching engine as the executive organs of the control system, the effect of auto-reduction of the mentioned disturbing factors arises. The consequence of the autocompensation of disturbing factors is the reduction of disturbing forces and moments that violate the programmed motion of the step in the pitch and yaw planes. Mass asymmetry and the angle of mismatch of the line of action of the thrust vector of its engine and the longitudinal axis of magnitude are constant. Therefore, a decrease in perturbing forces and moments is accompanied by a decrease in the amount of energy (fuel) spent on processing (zeroing) perturbations of the parameters of the perturbed motion of the stage. It is shown that if the thrust of a space-stage engine is 8000 kgf, the engine operating time (flight time of the stage) is 500 sec, the specific engine thrust is 330 sec, the mass asymmetry is 0.05 m, the angle of mismatch is 0.25 degrees, then fuel economy can reach 200 kgf. The studies were performed using mathematical modeling methods.

Key words: CONTROLLABILITY, FUEL, ENGINE SWING, PERTURBED.

Аннотация. Показано, что при использовании маршевого двигателя ракеты в качестве исполнительного устройства системы управления, реализуется эффект автокомпенсации возмущающих факторов, что существенно уменьшает количество топлива на ликвидацию возмущений параметров движения ракеты.

Ключевые слова: УПРАВЛЯЕМОСТЬ, ТОПЛИВО, КАЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ, ВОЗМУЩЕНИЕ.

Вступ

Політ космічних ступенів РН проходить поза щільними шарами атмосфери, тому її збурений рух формують лише збурюючі сили і моменти, обумовлені масовою асиметрією ступеня відносно поздовжньої осі і похибками виготовлення, складання, монтажу ступеня і його двигунної установки. Масова асиметрія ступеня притаманна ракетам практично завжди; є величина детермінована і вимірювана в умовах виготовлення РН. Похибки виготовлення, складання і монтажу обумовлюють перекіс лінії дії вектору P тяги двигунної установки ступеня відносно поздовжньої осі ступеня; перекіс – величина випадкова. Масова

асиметрія і перекіс обумовлюють наявність збурюючих впливів на рух ступеня РН і необхідність додаткових витрат палива на відпрацювання збурень параметрів руху. Сучасні ракети – носії - досконалі, складні динамічні автоматичні системи, але нема підстав стверджувати, що всі можливості їх удосконалення на зараз вичерпані. Так, не враховується подвійність ролі параметра Δ - «неспівпадіння центра мас ступеня з лінією дії вектора P тяги маршового двигуна ступеня» в динаміці космічних ступенів РН. З одного боку Δ - збурюючий фактор - причина збуреного руху ступенів РН, з другого боку - фактор керування рухом ступеня, якщо керування реалізується хитанням маршового двигуна

в шарнірі. Подвійність ролі Δ - це можливість мінімізувати витрати енергії (палива) на відпрацювання збурень параметрів руху ступеня РН.

Постановка задачі

Мета досліджень. Виявлення і обґрунтування напрямків удосконалення ракет – носіїв.

Методи досліджень. Аналітичний аналіз і математичне моделювання процесів управління і сталості незбуреного руху ступенів ракет – носіїв космічних апаратів.

Результати досліджень і обговорення. Результати досліджень стосуються проблеми раціонального вибору виконуючих органів (пристроїв) систем керування космічних ступенів ракет - носіїв.

Рішення задачі

Розглянемо компоувальну схему РН, за якою керування рухом космічного ступеня навколо його поздовжньої осі (за креном) реалізується двигунами малої тяги, що створюють вектор пари сил, спрямований за поздовжньою віссю ступеня, а керування за тангажем, курсом досягається відхиленням вектора P сили тяги двигуна ступеня в площинах xoy , xoz зв'язаної системи координат [1] від його поздовжньої вісі на кути γ_g, γ_ψ відповідно.

Рис. 1, 2 містять схеми, що ілюструють дію сил і моментів сил на ступінь РН при відхиленні рівнодіючого вектора сил тяги P двигуна ступеня від поздовжньої осі ступеня.

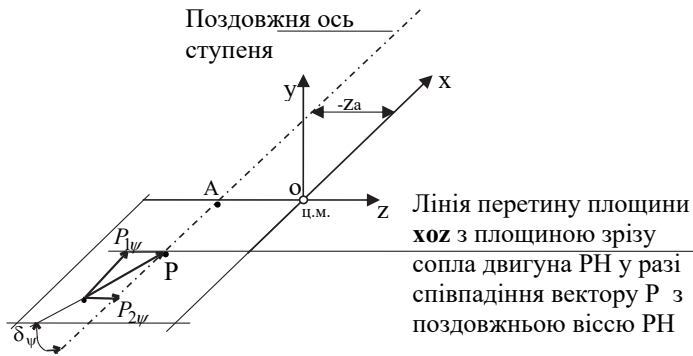


Рисунок 1 – Схема дії на ступінь сили P в площині xoz зв'язаної системи координат

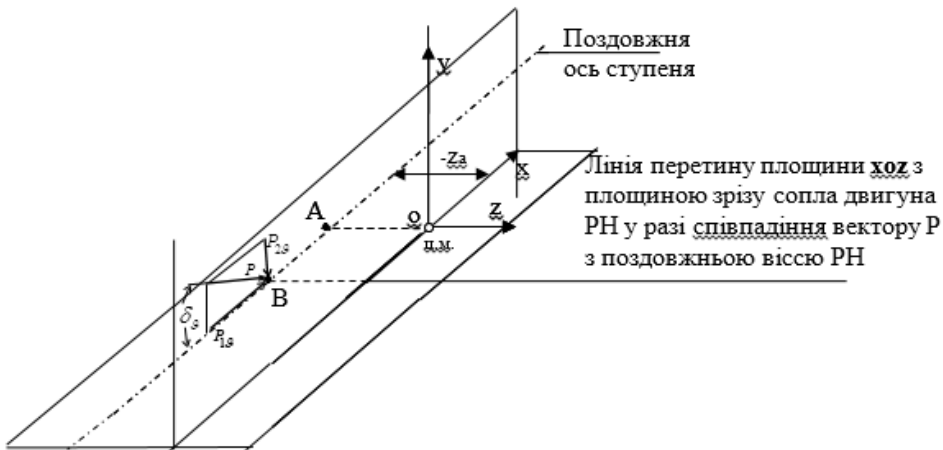


Рисунок 2 – Схема дії на ступінь сили P в площині xoy зв'язаної системи координат

На схемах: $OXYZ$ – зв’язана система координат [1], **ц.м.** – центр мас ступеня, $(-Z_a)$ – значення масової асиметрії (покладено, що центр мас ступеня співпадає з точкою негативної півплощини XOZ ; $Z_a < 0$, (рис.1); δ_ψ – кут відхилення вектору P від площини, паралельної площині XOY і такої, що проходить через поздовжню ось ступеня. Сила P (при наявності асиметрії Z_a та кута δ_ψ) утворює навколо осі OY момент $\bar{M}_{oy} = -P_1 \cdot |Z_a| + P_2 \cdot (l_n - x_T)$, вектор якого спрямований за віссю OY . Складова $-P_1 \cdot Z_a = -P \cdot \cos(\delta_\psi) \cdot |Z_a|$ – момент збурюючий, $P_2 \cdot (l_n - x_T) = P \cdot \sin(\delta_\psi) \cdot (l_n - x_T)$ – момент, який може бути моментом керуючим. Звичайно, кут $|\delta_\psi| \leq 5^\circ$, тому

$P_1 \approx P, P_2 \approx P \cdot \delta_\psi$. Значимо, що $P_1 = P_1(t), P_2 = P_2(t)$ – функції часу. Нестационарність P_1 обумовлюється нестационарністю параметра Z_a , який змінюється за часом у наслідок спорожнення протягом польоту паливних ємностей (процес незалежний від впливу системи керування), тоді як нестационарність P_2 залежить від кута δ_ψ , який змінюється за командами керування. На рис.2 показано, що P при наявності асиметрії Z_a і кута δ_g утворює навколо осей OY, OZ моменти $\bar{M}_{oy} = -P_{1g} \cdot Z_a$, $\bar{M}_{oz} = P_{2g} \cdot (l_n - x_T) \cdot \bar{M}_{oy} = -P \cdot \cos(\delta_g) \cdot Z_a$ – збурюючий; $P_{2g} \cdot (l_n - x_T) = P \cdot \sin(\delta_g) \cdot (l_n - x_T)$ може бути керуючим. Звичайно, $|\delta_g| \leq 5^\circ$ і $P_{1g}(t) \approx P, P_{2g}(t) \approx P \cdot \delta_g$.

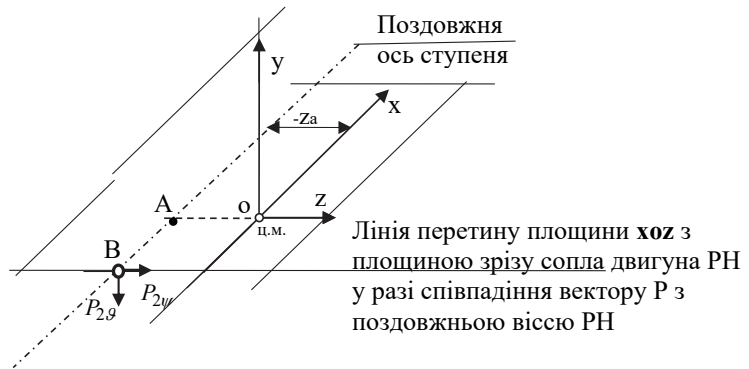


Рисунок 3 - Схема дії на ступінь складових сили P

Складові P_{2y}, P_{2g} вектора P (рис.1-3) діють в площинах, паралельних площині YOZ . З рис.3 випливає, що складова P_{2g} сили P створює момент $\bar{M}_{x\phi} = -P_{2g} \cdot Z_a \approx -P \cdot \delta_g \cdot Z_a$. Якщо центр мас ступеня не співпадає з точкою площини XOZ , то сила P_{2y} також утворює момент навколо осі OX . Складові P_{1y}, P_{1g} моментів сил навколо осі OX не утворюють. Аналіз рис.1, 2 показує що хитання вектору P навколо точки поздовжньої осі ступеня

РН, при наявності масової асиметрії ступеня, створює моменти сил навколо центра мас ступеня, які можна використати для керування рухом ступеня за тангажем, курсом, креном. В якості прикладу, для ілюстрації висловленого, розглядається ефект від застосування пропонуємого способу при керуванні рухом III-го ступеня сучасної РН з наступними характеристиками. Значення параметрів, що характеризують ступень як об'єкт керування, представлені в таблиці.

Таблиця 1

	Найменування параметра	Значення параметра
1	Номінальна тяга маршового двигуна в пустоті, <i>кзс</i>	7916
2	Продовжність збуреного руху ступеня, <i>с</i>	470
3	Зсув осі камери двигуна відносно осі рами, <i>мм</i>	Не більше 2
4	Відстань центра мас ступеня від кінчика його носу, <i>м</i>	$x_T = 1.819 / x_T = 2.034$
5	Плече керуючих сил за тангажем, курсом, <i>м</i>	$\frac{l_{кер} = 11.281}{l_{кер} = 10.966}$
6	Масова асиметрія, не більше, <i>мм</i>	$\frac{y_0 = 0.003, z_0 = 0.0085,}{y_k = 0.017, z_k = 0.05.}$
7	Центральні головні осьові моменти інерції, <i>кзс · м · с²</i>	$\frac{I_x = 307, I_y = I_z = 1189}{I_x = 306, I_y = I_z = 310.5.}$
8	Відхилення осі камери двигуна від перпендикуляра до площини стикування двигуна з рамою	15 кутових хвилин (~0.25 кутового град.).

Примітка: значення параметра в п.п 5-8 записані за схемою: на початку руху/в кінці руху.

Керування ступенем (штатний варіант) за тангажем, курсом забезпечується хитанням камери згорання маршового двигуна в площинах *XOY, XOZ* зв'язаної системи координат [1], за креном - реактивними двигунами малої тяги, що утворюють вектор моменту сил тяги, спрямований за поздовжньою віссю ступеня. Математичне моделювання процесу керування кутовим рухом III-го ступеня сучасної РН [5] за тангажем,

$$Z_a = -0.01 - \frac{0.04 \cdot t}{470} \text{ м}, \quad I_x = 306 \text{ кзс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2,$$

$$I_y = I_z = 1189 - \frac{878.5}{470} \cdot t \text{ кзс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2,$$

$$x_T(t) = 1.819 + 0.215 \cdot 470^{-1},$$

$$\bar{M}_{зб}^{\psi} = \frac{P \cdot [Z_a + \gamma_{\psi} \cdot (x_n - x_T)]}{(1189 - \frac{878.5}{470} \cdot t)},$$

$$\bar{M}_{зб}^{\phi} = \frac{P \cdot 0.25 \cdot (0.01 + \frac{0.04}{470} \cdot t)}{57.3 \cdot 306},$$

курсом, креном шляхом хитання вектору *P*, виконувалось з використанням пакета програм *MathCad* для ПЕОМ. Математична модель руху ступеня була побудована з урахуванням нестационарності масово-інерційних, центрувальних характеристик, параметрів руху ступеня. Моделі нестационарних характеристик, параметрів, збурюючих і керуючих моментів сил записувались так:

$$\bar{M}_{зб}^{\psi(\vartheta)} = \frac{P \cdot (11.181 - \frac{0.218}{470} \cdot t)}{(1189 - \frac{878.5}{470} \cdot t)} \cdot \delta_{\psi(\vartheta)},$$

$$\bar{M}_{зб}^{\phi} = \frac{P \cdot (-0.01 - \frac{0.04}{470} \cdot t)}{306} \cdot \delta_{\phi}.$$

де $\bar{M}_{зб}^{\psi(\vartheta)}, \bar{M}_{зб}^{\phi}$ - керуючі моменти за курсом (тангажем), креном;

$\bar{M}_{зб}^{\psi}, \bar{M}_{зб}^{\phi}$ - збурюючий, керуючий моменти за креном;

ϑ, ψ, ϕ - збурення кутів тангажа, курсу, крену відповідно;

Y_a, Z_a - відстань центра мас ступеня до площин **хоz**, **хоу** відповідно;

$\gamma_\psi, (\gamma_\theta)$ - кут між проекцією вектору P на площину **хоz** (**хоу**) і віссю **ох**.

Вихідні дані для моделювання записувались на робочому листі Mathcad наступним чином:
 $x^T = [0.03 \ 0 \ 0 \ 0.02 \ 0 \ 0]$, $P := 7916$,

$K0:=0.5, \ K1:=0.25, \ K01:=0.5, \ K11:=0.2, \ T:=0.01$.

де $K0, K1, K01, K11$ – коефіцієнти підсилення,

T – постійна часу системи керування,

x^T - вектор стану транспонований.
 Функція $D(t,x)$ записувалась у вигляді:

$$D(t, x) := \begin{bmatrix} x_1 \\ P \cdot \left(1181 - 5.319 \times 10^{-4} \cdot t \right) \cdot \frac{\left(5.319 \times 10^{-4} - x_2 \right)}{1189 - 1.871 \cdot t} \\ \frac{\left(K0 \cdot x_0 + K1 \cdot x_1 - x_2 \right)}{T} \\ x_4 \\ P \cdot \left(0.01 + 0.04 \cdot \frac{t}{470} \right) \cdot \frac{\left(4.363 \times 10^{-3} - x_5 \right)}{306} \\ \frac{\left(K0 \cdot x_3 + K11 \cdot x_4 - x_5 \right)}{T} \end{bmatrix}$$

$Z := \text{rkfixed}(x, 0, 100, 100000, D)$ - команда на проведення математичного моделювання.

Введено наступне перевизначення символів: $\vartheta := x_0, \dot{\vartheta} := x_1, \delta_\vartheta := x_2, \varphi := x_3, \dot{\varphi} := x_4, \delta_\varphi := x_5$.

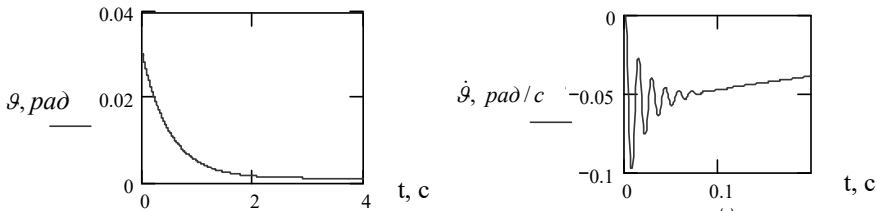


Рисунок 4 – Зміна за часом збурень параметрів руху ступеня ракети - носія

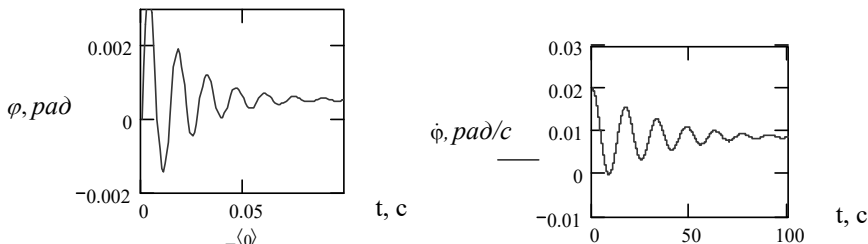


Рисунок 5 – Зміна за часом збурень параметрів руху ступеня РН

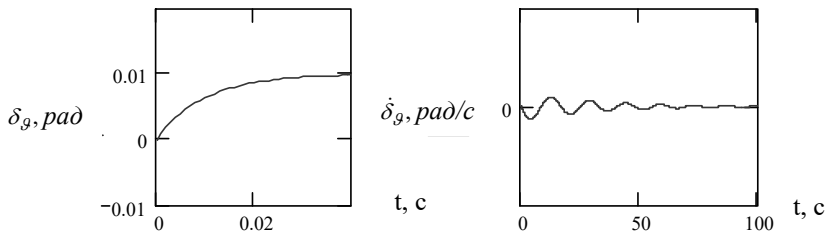


Рисунок 6 - Зміна за часом збурень параметрів руху ступеня РН

З рис. 4-6 випливає, що початкові збурення параметрів руху ступеня, а саме, $\vartheta(0) = 0.03 \text{ рад}$, $\varphi(0) = 0.02 \text{ рад}$, відпрацьовані з достатньою якістю. У зв'язку з зазначенням ефекту щодо впливу сигналу керування на фактори формування збурюючих сил і моментів проведемо спрощений попередній аналітичний і далі уточнений чисельний аналізи процесів відпрацювання збурень параметрів руху ступеня шляхом хитання маршового двигуна порівняно з процесами відпрацювання зазначених збурень традиційними пристроями керування, наприклад, рульовими двигунами по два в каналах тангажа і курсу. Нехай, у разі спрощеного

аналізу, припустимо застосовувати метод “заморожених” коефіцієнтів і принцип суперпозиції, які постійно використовуються в задачах динаміки ракет [1]-[5], і розглянемо окремо процеси відпрацювання збурень параметрів руху космічних ступенів РН від масової асиметрії і перекосу лінії дії вектору P тяги маршового двигуна ступеня відносно його поздовжньої осі у наслідок похибок виготовлення, складання, монтажу ступеня, двигунної установки. Математичні моделі відпрацювання збурень наведемо у вигляді рівнянь (1,2) при керуванні ступенем хитанням в шарнірі маршового двигуна та рівнянь (3,4) при управлінні ступенем рульовими двигунами.

$$\begin{cases} I_{y(z)} \cdot \frac{d^2\psi}{dt^2} = P \cdot Z_a - P \cdot \gamma_{ynp} \cdot (l_n - x_T), \\ T \cdot \frac{d\gamma_{ynp}}{dt} + \gamma_{ynp} = k_0 \cdot \psi + k_1 \cdot \frac{d\psi}{dt}. \end{cases} \quad (1), \quad \begin{cases} I_{y(z)} \cdot \frac{d^2\psi}{dt^2} = P \cdot \gamma_{z\delta} \cdot (l_n - x_T) - P \cdot \gamma_{ynp} \cdot (l_n - x_T), \\ T \cdot \frac{d\gamma_{ynp}}{dt} + \gamma_{ynp} = k_0 \cdot \psi + k_1 \cdot \frac{d\psi}{dt}. \end{cases} \quad (2),$$

$$\begin{cases} I_{y(z)} \cdot \frac{d^2\psi}{dt^2} = P \cdot Z_a - 2 \cdot P_{ynp} \cdot (l_n - x_T) \cdot \delta, \\ T \cdot \frac{d\delta}{dt} + \delta = k_0 \cdot \psi + k_1 \cdot \frac{d\psi}{dt}. \end{cases} \quad (3), \quad \begin{cases} I_{y(z)} \cdot \frac{d^2\psi}{dt^2} = P \cdot \gamma_{z\delta} \cdot (l_n - x_T) - 2 \cdot P_{ynp} \cdot (l_n - x_T) \delta, \\ T \cdot \frac{d\delta}{dt} + \delta = k_0 \cdot \psi + k_1 \cdot \frac{d\psi}{dt}. \end{cases} \quad (4),$$

В рівняннях 1-4 $\gamma_{z\delta}, \gamma_{ynp}$ - кути відхилення лінії дії вектору P тяги маршового двигуна від поздовжньої осі ступеня, обумовлені похибками виготовлення, складання, монтажу ступня,

його двигунної установки (збурюючий фактор) і обумовлене керуючими командами системи управління, спрямованими на відпрацювання збурень параметрів руху ступеня відповідно; δ - кут відхилення рульового двигуна від

нейтрального положення за командами системи управління ступеня, спрямоване на відпрацювання збурень параметрів руху.

В усталених режимах руху значення $\dot{\psi}, \ddot{\psi}$ дорівнюють нулю і отримуємо:

1). $\gamma_{ypr} = \frac{Z_a}{(l_n - x_T)} = \gamma_{z6}$ - з рівнянь системи (1), та $\gamma_{ypr} = \gamma_{z6}$ - з рівнянь системи (2).

2). $\delta = \frac{P \cdot Z_a}{2 \cdot P_{ypr} (l_n - x_T)}$, $\delta = \frac{P \cdot \gamma_{z6}}{2 \cdot P_{ypr}}$ - з рівнянь систем (3), (4) відповідно.

Таким чином, при керуванні рухом ступеня хитанням маршового двигуна обнуління збурень параметрів руху ступеня досягається зменшенням (не виключено, частковим шляхом повороту в шарнірі моршового двигуна) збурюючих факторів Z_a, γ_{z6} . Уточнений чисельний аналіз

процесів відпрацювання збурень параметрів руху хитанням маршового двигуна і рульових двигунів проводився за результатами математичного моделювання процесів стабілізації з використанням програм Mathcad.

Вихідні дані:

$P := 7916 \text{ кгс}, T := 0.01 \text{ с}, L := 11 \text{ м}, K0 := 1, K1 := 0.25 \text{ с}, x := \begin{bmatrix} 0.03 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$, $D(t, x) := \begin{bmatrix} x_1 \\ P \cdot \frac{\left[(0.01 + 1 \cdot 10^{-4} \cdot t) - L \cdot x_2 \right]}{1190 - 880 \cdot \frac{t}{400}} \\ (K0 \cdot x_0 + K1 \cdot x_1 - x_2) \cdot T^{-1} \end{bmatrix}$

$z := \text{rkfixed}(x, 0, 100, 10000, D)$

Результати моделювання процесів стабілізації руху ступеня маршовим двигуном

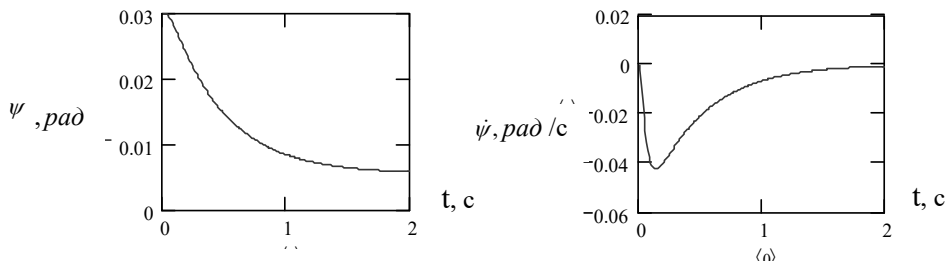


Рисунок 7 - Графіки зміни за часом збурень параметрів $\psi, \dot{\psi}$

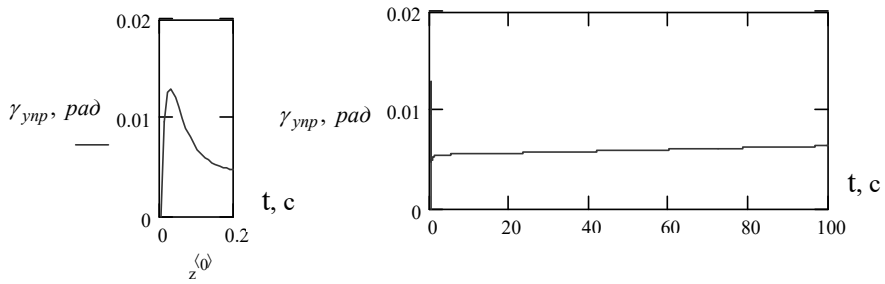


Рисунок 8 - Графіки зміни за часом управляючого параметра $x_2 = \gamma_{ynp}$

У фіксовані характерні моменти часу параметр управління γ_{ynp} має значення $\gamma_{ynp}(t = 0.12) = 5.99 \cdot 10^{-3} \text{ рад}$, $\gamma_{ynp}(t = 100) = 6.364 \cdot 10^{-3} \text{ рад}$.

Результати моделювання процесів стабілізації руху ступеня РН рульовими двигунами

Вихідні дані: $K0=0.1$, $K1=0.5$, $T=0.01$, $a=1000$ $x := \begin{pmatrix} 0.03 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$

$$D(t, x) := \begin{bmatrix} x_1 \\ \left[(0.01 + 1 \cdot 10^{-4} \cdot t + 0.05) \cdot P - 2a \cdot x_2 \right] \\ 1190 - 880 \cdot \frac{t}{400} \\ (K0 \cdot x_0 + K1 \cdot x_1 - x_2) \cdot T^{-1} \end{bmatrix} \quad Z := \text{rkfixed}(x, 0, 100, 100000, D)$$

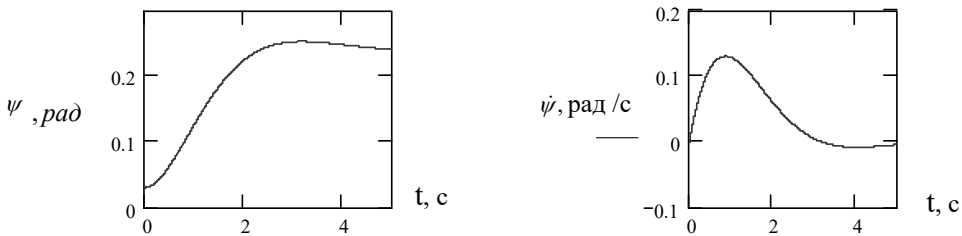


Рисунок 9 – Графіки зміни за часом збурень параметрів ψ , $\dot{\psi}$

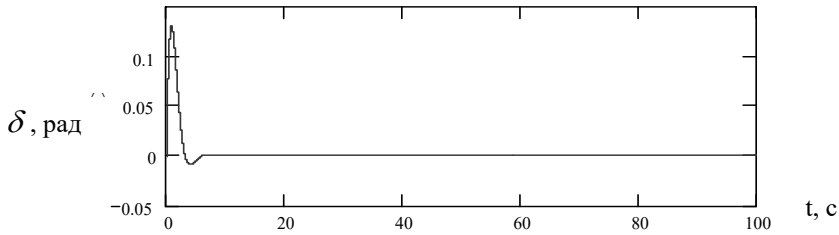


Рисунок 10 – Графіки зміни за часом управляючого параметра $x_2 = \gamma_{yup}$

У фіксовані характерні моменти часу управляючий параметр δ має значення $\delta(t = 20) = 0.243 \text{ рад}$, $\delta(t = 100) = 0.277 \text{ рад}$.

Кількість енергії, необхідної для відпрацювання протягом 100с польоту збурюючих впливів на рух ступеня РН при використанні маршового двигуна, характеризуємо оцінкою $Q_\gamma = P \cdot \int_0^{100} \gamma_{yup}(t) dt$,

при використанні рульових двигунів ($P_{yup} = 1000 \text{ кгс}$) характеризуємо значенням

$$Q_\delta = 2 \cdot P_{yup} \cdot \int_0^{100} \delta(t) dt.$$

Значення інтегральних

оцінок енерговитрат, визначені за викладеними результатами математичного моделювання, дорівнюють:

$$Q_\gamma = 49.957 \text{ кгс} \cdot \text{рад} \cdot \text{с}, \quad Q_\delta = 41.6 \cdot 10^3 \text{ кгс} \cdot \text{рад} \cdot \text{с}$$

Розгляд процесів (рис.7 - 10) відпрацювання збурень параметрів руху ступеня РН і аналіз результатів математичного моделювання зазначених процесів з використанням в якості виконуючих пристроїв (ВП) системи керування маршового двигуна з властивістю хитання (перший варіант ВП) та рульових двигунів (другий варіант ВП) показують, що процеси стабілізації незбуреного руху ступеня РН у випадках використання різних ВП не є тотожними як чисельне так і якісно.

Саме проявою ефекту автоматичного обнуління (зменшення) значень збурюючих факторів пояснюється різницею значень оцінок

$$Q_\gamma = 49.957 \text{ кгс} \cdot \text{рад} \cdot \text{с}, \quad Q_\delta = 41.6 \cdot 10^3 \text{ кгс} \cdot \text{рад} \cdot \text{с}$$

Висновки

1. Маршовий двигун з властивістю хитання в шарнірі як виконуючий орган (пристрій) системи керування космічного ступеня ракети – носія з масовою асиметрією відносно поздовжньої осі спроможний забезпечити керованість кутового руху ступеня за тангажем, курсом і креном.

2. При відпрацюванні шляхом хитання маршового двигуна системою керування збурень параметрів руху ступеня реалізується ефект автокомпенсації збурюючих факторів, що полягає в суттєвому обнулінні збурюючих впливів на ступінь РН.

3. Використання маршового двигуна космічного ступеня РН як виконуючого пристрою системи керування ступеня суттєво зменшує кількість енергії (палива) на відпрацювання збурень параметрів руху ступеня у порівнянні за критерієм мінімізації енергетичних витрат у порівнянні з системою, в основу виконуючих пристроїв якої покладені рульові двигуни.

4. Доцільно проробити питання щодо врахування корекції збурюючих факторів в алгоритмах керування.

Бібліографічні посилання

1. Н. Ф. Герасюта, А. В. Новиков, Н. Г. Белецкая. “Динамика полета. Основные задачи динамического проектирования ракет”. Днепропетровск. 1998.
2. Ракети-носії і космічні ступені ракет як об’єкти керування. І. М. Ігдалов, Л. Д. Кучма, М. В. Поляков, Ю. Д. Шептун, під редакцією

академіка С. М. Конюхова,
Дніпропетровськ, Видавництво ДНУ,
2007NASA inspector general sharply
criticizes SLS cjr stage development –
SpaceNewes.com, *SpaceNews.com*
(10.10.2018).

3. Harbaug, Jennifer. The Great Escape: LS Provides Power for Missions for Missions to the Moon, MASA (2 May 2018).
4. Dynamic Designing of Rockets I. M. Igdalov, L. D. Kuchma, M. V. Poliakov, Yu. D. Sheptun. Under the editorship of Academician S. V. Konyukhov, the Member of the National Academy of Sciences of Ukraine, Dnipropetrovsk, Lira, 2014

Надійшла до редколегії 21.11.2019р.

Відомості про авторів



Шептун Юрій Дмитрович
Україна. Дніпровський
національний університет ім.
Олеся Гончара. Доктор
технічних наук, професор.
Сфера інтересів - динаміка і
керування мобільними
системами



Спіркін Сергій Вікторович
Україна.
Виробниче об'єднання
Південний машинобудівний
завод імені А.М. Макарова.
Головний конструктор.
Сфера інтересів - динаміка і
керування мобільними
системами

ІНФОРМАЦІЙНА ТЕХНОЛОГІЯ ПІДТРИМКИ ПРИЙНЯТТЯ РІШЕНЬ В ЗАДАЧАХ МОНІТОРИНГУ ПСИХІЧНОГО СТАНУ ОСОБИСТОСТІ

С.В. Клименко, Ю.О. Уколова, О.Д. Клименко

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна 72,

м. Дніпро

49010, Україна, e-mail: ukolovauliya@gmail.com

Анотація. У статті проаналізовано сучасний стан розвитку інформаційних технологій психометричного стану особистості, особливості визначення психічних станів людини та методики спостереження змін стану людини. Проведено аналіз інформаційних технологій підтримки прийняття рішень в задачах моніторингу щодо стану особистості. Розроблена інформаційна технологія комп'ютерного тесту Айзенка. Проведено дослідження результатів випробувань при застосуванні комп'ютерного психометричного тестування за методикою Айзенка. За результатами тестування розроблені алгоритми вторинної обробки результатів тестування при тестуванні декілька разів та в процесі моніторингу випробувань. Базуючись на отриманих результатах дослідження розроблена інформаційна технологія підтримки прийняття рішень в задачах моніторингу стану особистості на основі комп'ютерного варіанту тесту Айзенка. За результатами дослідження визначено, що необхідним є використовувати різні підходи до обробки результатів тестування, що підтверджуватимуть щирість випробуваного. Тому у статті розглянуті декілька критеріїв для визначення якості результатів тестування випробувань та їх щирості. Визначено, що комп'ютерний психометричний моніторинг має на меті об'єктивну оцінку змін психічного стану за результатами повторних тестувань. За результатами досліджень в задачах моніторингу за психічним станом людини необхідно застосовувати обробку статистичних психометричних вимірювань (первинна обробка результатів тестування), кількісну оцінку змін психометричних параметрів та виявлення їх трендів при тривалому спостереженні. Дані таких вимірювань побічно містять інформацію про зміни психічного стану випробуваного.

Ключові слова: РОЗЛАД, МОНІТОРИНГ, ТЕСТУВАННЯ, СТАТИСТИЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ, ПСИХІЧНИЙ СТАН.

Abstract. The article analyzes the current state of development of information technologies of psychometric state of the person, features of definition of mental states of the person and methods of observation of changes of the state of the person. The analysis of information technologies of decision support in monitoring tasks concerning the state of the person is carried out. Eysenck computer test information technology has been developed. The results of the tests tested using Eysenck's computer psychometric testing were conducted. According to the test results, algorithms for secondary processing of test results were developed during testing several times and during the process of monitoring the subjects. Based on the results of the study, information technology for decision support in personality monitoring tasks was developed based on the Eysenck computer version of the test. According to the results of the study it is determined that it is necessary to use different approaches to be processing the test results, which will confirm the sincerity of the subject. Therefore, the article discusses several criteria for determining the quality of test results and their sincerity. It has been determined that computer-based psychometric monitoring is aimed at objectively assessing changes in mental state based on the results of retesting. The research in the tasks of monitoring the mental state of a person is to apply the processing of statistical psychometric measurements (initial processing of test results), quantitative assessment of changes in psychometric parameters and identify their trends in long-term observation. Data from such measurements indirectly contain information about changes in the mental state of the subject.

Key words: DISORDER, MONITORING, TESTING, STATISTICAL CHARACTERISTICS, MENTAL STATE.

Аннотация. Разработана информационная технология поддержки принятия решений в задачах мониторинга состояния личности на основе компьютерного варианта теста Айзенка. Компьютерный психометрический мониторинг имеет целью объективную оценку изменений психического состояния по результатам повторных тестирований. Эта задача решается путем статистической обработки психометрических измерений, количественной оценки изменений психометрических параметров и выявления их трендов при длительном наблюдении. Эти измерения косвенно содержат информацию об изменениях психического состояния испытуемого.

Ключевые слова: РАССТРОЙСТВО, МОНИТОРИНГ, ТЕСТИРОВАНИЕ, СТАТИСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ, ПСИХИЧЕСКОЕ СОСТОЯНИЕ.

Вступ

Дослідники психічного здоров'я билися над цим питанням сотні років, але навіть сьогодні грань між нормою і хворобою часто розмита. Нормальність – поняття неоднозначне і часто пов'язане з цінностями, що склалися в певній культурі або суспільстві. Основною перешкодою, яка ускладнює можливість відрізнити нормальне психічне здоров'я від психічної хвороби, є відсутність простого і надійного тесту. Нормальне часто визначається як статистично середнє. Більшість людей дотримуються в своїй поведінці середини, в той час, як інші, впадають з однієї крайності в іншу. Ці крайності часто вважаються ненормальними, так як люди з такою поведінкою відрізняються від більшості.

Нормальні психічні процеси повинні адекватно відображати навколишню дійсність, дозволяти адекватно сприймати самого себе, витривало концентрувати увагу, утримувати інформацію в пам'яті, бути здатним до логічної обробки інформації. При цьому важливо, щоб психічні функції були інтегровані, гармонійні та врівноважені.

У той же час психічна норма не є чимось застиглим, незмінним. Психічний стан людини безперервно змінюється, його показники є випадковими функціями часу. Життя нормальної людини – зміна різних нормальних психічних станів: активації, апатії, напруги і т.п. Результати повторного тестування завжди відрізняються від попередніх, навіть у людей, психіка яких перебуває в межах норми. Це природний стан живої природи, реакція на зміну функціонування внутрішніх органів життєдіяльності і на зміну стану навколишнього середовища та інформаційного фону. У кожного з нас свій образ власного «Я» і навколишнього світу, що безперервно змінюється в часі і просторі. Ці образи починають формуватися ще з дитинства і цей процес триває все життя. Показники стану психічного і фізичного здоров'я в нормі змінюються в певних межах, у кожного

вони свої і будь-яке відхилення від них повинно насторожувати як людину, так і лікаря. Труднощі оцінки змін психічного стану людини відомі. Отримання такої об'єктивної інформації може сприяти накопичення емпіричних даних шляхом повторних психометричних тестувань і їх порівняння.

Постановка задачі

Реальне спостереження починається після першого тестування [1]. Так як інформація про психіку міститься в вибірках психометричних вимірювань, а це дискретні послідовності: $S(k)$ – стимульна функція, тобто послідовність символів і знаків в питаннях і відповідях психометричного тесту, k – порядковий номер стимулу; $R(k)$ – функція прийняття рішень, що характеризує вибір випробуваного відповіді на питання тесту (відповідь в тесті може бути реалізована у вигляді: «так», «ні», «не знаю», «часто», «рідко» і т. і.); $T(k)$ – функція часу, який випробовуваний витрачає на читання, обробку та осмислення стимульного матеріалу. Їх аналіз і порівняння з повторними вимірами є головним завданням підготовки даних для підтримки прийняття рішень в постановці діагнозу. Представляють інтерес також самі вибірки вимірювань $R(k)$, $T(k)$, $S(k)$, їх зв'язку між собою і зміна часу $T(k)$ на осмислення, підготовку і прийняття рішень $R(k)$ та стимулів $S(k)$, максимальні і мінімальні значення часу в порівнянні з середніми значеннями [2]. Так як відомо, що краще один раз побачити, ніж 10 раз почути, то в ряді випадків діагностичну цінність може мати візуальний аналіз результатів тестування, подання їх для вивчення у вигляді графіків і таблиць.

Враховуючи, що результати психометричного тестування точно не повторюються, вимірювання є випадковими величинами, проте, якщо психічний стан людини не змінився, то не змінюються статистичні закономірності статистичних вимірювань, зокрема дисперсія, математичне очікування, зв'язок

між інформативністю стимулів $S(k)$ і часом їх обробки та осмислення $T(k)$.

При дослідженні психіки і моніторингу психічного стану, і висновках про норму або психічні розлади слід пам'ятати і «прийняти не як не нормальний стан або як норму, положення про те, що людина принципово не стандартна: кожен з нас – особистість, єдина і не повторна. Ідея про безліч однакових людей протиприродна» [3]. Результати психометричного тестування – емпіричні вимірювання. Їх статистична обробка не доказ, а підмога для обґрунтування висновків і діагностичних рішень. Емпіричні дані завжди потребують логічного (розумового) обґрунтування психолога і навпаки, висновки психологів повинні підтверджуватися психометричними даними. Тільки тоді діагностичне рішення можна вважати доброякісним твердженням, якщо його можна пояснити. Як ми знаємо, пояснення досліджуваних явищ, процесів, подій – найважливіше призначення наукового пізнання і в нашому випадку пізнання психіки даної конкретної людини. Людина, як особистість унікальна і унікальна її психіка. Результати її психометричного тестування теж унікальні і їх можна порівнювати тільки в процесі моніторингу при повторних дослідженнях [3]. Так як вимірювання при психометричних дослідженнях психіки людини є випадковими величинами з невідомими статистичними закономірностями, то для вивчення, аналізу та порівняння їх повинні використовуватися методи теорії ймовірності та математичної статистики.

Рішення задачі

Психометричні вимірювання як функції часу містять інформацію про ставлення випробуваних до методу, цілей і

завдань вивчення їхньої психіки, а також про особливості їх розумової діяльності, про реакцію на ті чи інші стимули в процесі конкретного тестування.

Психометричні вимірювання як функції часу містять інформацію про ставлення випробуваних до методу, цілей і завдань вивчення їхньої психіки, а також про особливості їх розумової діяльності, про реакцію на ті чи інші стимули в процесі конкретного тестування. В якості прикладу розглянемо комп'ютерне психометричне тестування за методом Айзенка. Як і в будь-якому емпіричному дослідженні стоїть питання про якість його проведення, наскільки можна вірити отриманим результатам, так і в нашому випадку треба знати, наскільки можна вірити випробуваному, наскільки він правдивий. Це дуже важлива інформація для психіатрів і психологів: не можна приймати рішення, якщо є сумнів у щирості випробуваного, його правдивості. Розглянемо технологію цього дослідження.

1. Візуальне уявлення починається з розгляду графіків функції інформативності тесту $S(k)$, часових показників стимулів $T(k)$ та функції рішень $R(k)$. Так як $S(k)$ – це причина, а $T(k)$ та $R(k)$ – сліdstва одного і того ж процесу, то повинна бути надана можливість для візуального розгляду та первинного аналізу «сирих» вимірювань у вигляді однієї таблиці значень $S(k)$, $T(k)$ та $R(k)$ або ці данні можливо представити у графічному вигляді для легшого сприйняття. Фрагменти вимірювань даних стимульної функції $S(k)$, функції прийняття рішень з кожного тестового завдання $R(k)$ та часу $T(k)$, що випробовуваний витрачає на читання, обробку й прийняття рішень представлені в табл. 1.

Таблиця 1

k	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$S(k)$	56	112	80	28	48	65	87	84	59
$T(k)$	164	46	78	34	58	60	72	83	78
$R(k)$	1	1	1	-1	1	1	-1	-1	1

2. Оцінка кореляційного зв'язку між значеннями інформативності стимулів і показниками часу їх обробки випробуваним може служити непрямыми підтвердженнями його широти: довшим стимулам повинні відповідати більш тривалі проміжки часу на їх сприйняття й прийняття рішень. У медичній практиці найчастіше для цих цілей використовується ранговий коефіцієнт кореляції Спірмена. Це пов'язано з тим, що, як правило, статистичні закономірності досліджуваних послідовностей невідомі. Під рангом вибіркового значення вимірювання випадкової величини розуміється його номер у впорядкованій по зростанню вибірці цих вимірів. Для оцінки ступеня зв'язку випадкових величин використовуються не їх числа, а відповідні їм ранги. Кореляційний зв'язок означає, що зміни $S(k)$ в ту або в іншу сторону буде викликати подібні зміни в вимірах $T(k)$. Ця ж закономірність має місце і для рангів двох вибірок випадкових величин.

Якщо відомі вибірки вимірювань $S(k)$ та $T(k)$, то їх ранги обчислюються наступним способом. За вибірками $S(k)$ та $T(k)$ спочатку формують впорядковані вибірки $Y_s(j)$ та $Y_T(j)$. Впорядковані вибірки мають наступну властивість $Y(1) < Y(2) < \dots < Y(j-1) < \dots < Y(n-1) < Y(n)$, де

$$Y(1) = S_{\min}(\text{або } T_{\min}) \text{ та } Y(n) = S_{\max}(\text{або } T_{\max}).$$

Ранги $R(S_k)$ та $R(T_k)$ обчислюються за формулами

$$R(S_k) = \sum_{j=1}^n \text{sgn}(S(k) - Y_s(j))$$

$$R(T_k) = \sum_{j=1}^n \text{sgn}(T(k) - Y_T(j))$$

де $\text{sgn}(x)$ – функція одиничного стрибка. Коефіцієнт кореляції Спірмена визначається як нормована сума рангів двох вибірок вимірювань

$$r^* = 1 - \frac{6 \sum_{k=1}^n (R(S(k)) - R(T(k)))^2}{n(n^2 - 1)}$$

Показник Спірмена є випадковою величиною, так як $S(k)$ та $T(k)$ змінюються випадковим чином при кожному тестуванні. Однак, якщо $S(k)$ та $T(k)$ не корельовані, то статистичні закономірності коефіцієнта Спірмена відомі: при $n > 10$, тобто якщо число вимірювань в вибірках більше 10, його розподіл майже нормальний з нульовим математичним очікуванням і розкидом близько нуля $\pm 3\sqrt{(n-1)^{-1}}$ (з ймовірністю 0,997) або $\pm 2\sqrt{(n-1)^{-1}}$ (з ймовірністю 0,956). Таким чином, кореляція між $S(k)$ та $T(k)$ визнається не значущою, якщо розраховане значення показника Спірмена r^* задовольняє нерівності

$$-\frac{2 \div 3}{\sqrt{n-1}} \leq r^* \leq \frac{2 \div 3}{\sqrt{n-1}}$$

3. Представляє інтерес ще один показник поточного тестування – це викиди вимірювань $T(k)$. У статистиці під викидами розуміють вимірювання, значення яких явно відрізняються від інших в даній послідовності в більшу або меншу сторону від середнього значення. Вони повинні бути виявлені за вказівкою до яких стимулів вони відносяться. Труднощі вирішення цього завдання в тому, що статистичні закономірності вимірювань $T(k)$ невідомі. Перший крок її рішення – візуальний перегляд вибірки вимірювань $T(k)$.

Вибірка ранжується від мінімального до максимального значення наступним чином

$$\tau(1) < \tau(2) < \dots < \tau(i-1) < \tau(i) < \dots < \tau(n-1) < \tau(n)$$

де $\tau(1) = T_{\min}$ та $\tau(n) = T_{\max}$ і формується табл. 2.

Таблиця 2

<i>i</i>	1	2	3	...	<i>i</i>	<i>i</i> -1	...	<i>n</i> -1	<i>n</i>
$\tau(i)$	5	8	9,5	...	9,8	10	...	14	18
<i>k</i>	8	12	18	...	7	14	...	17	13
$S(k)$	34	41	57	...	49	42	...	56	45
$V(k)$	6,8	5,2	6	...	5	4,2	...	4	2,5

З візуального аналізу цих табличних даних можна отримати інформацію про ставлення випробуваного до стимулів, на які витрачено максимальний і мінімальний час або які оброблялися з мінімальною або максимальною швидкістю.

Для проведення дослідження, чи можуть вони бути викидами, скористаємося критерієм Диксона для асиметричних випадкових величин. Для перевірки гіпотези є чи $\tau_1 = \tau(1)$ та $\tau_n = \tau(n)$ викидом, обчислюється показник Диксона

$$\delta_1 = \frac{\tau_2 - \tau_1}{\tau_n - \tau_1} \text{ або } \delta_n = \frac{\tau_n - \tau_{n-1}}{\tau_n - \tau_1}.$$

Для перевірки, що обидва є викиди, обчислюються показники

$$\delta_{11} = \frac{\tau_2 - \tau_1}{\tau_{n-1} - \tau_1} \text{ та } \delta_{1n} = \frac{\tau_n - \tau_{n-1}}{\tau_n - \tau_2}.$$

Вимірювання визнаються викидами, якщо їх значення більше порогових (або критичних) $\delta_1(0)$, $\delta_n(0)$, $\delta_{11}(0)$ та $\delta_{1n}(0)$. Значення порогів при надійності $P = 0,95$ надані у таблиці 3.

Таблиця 3

n	5	6	7	8	9	10	11	12	пороги
$\delta_1(0)$	0,74	0,68	0,64	0,6	0,58	0,56	0,55	0,53	Н
$\delta_n(0)$	0,55	0,46	0,38	0,34	0,32	0,29	0,27	0,25	В
$\delta_{11}(0)$	0,86	0,77	0,71	0,67	0,64	0,61	0,59	0,56	Н
$\delta_{1n}(0)$	0,76	0,62	0,52	0,45	0,40	0,37	0,34	0,32	В
n	13	14	15	16	17	18	19	20	пороги
$\delta_1(0)$	0,52	0,51	0,50	0,50	0,49	0,48	0,47	0,46	Н
$\delta_n(0)$	0,24	0,22	0,21	0,21	0,20	0,19	0,18	0,18	В
$\delta_{11}(0)$	0,56	0,54	0,53	0,52	0,51	0,50	0,50	0,49	Н
$\delta_{1n}(0)$	0,30	0,28	0,26	0,25	0,24	0,23	0,22	0,21	В

В табл. 3 вказані пороги, де Н – пороги для оцінки нижніх (мінімальних) викидів, В – пороги для оцінки верхніх (максимальних) викидів.

При числі вимірювань більше двадцяти $n > 25$ слід використовувати критерій Груббса

$$t_n = \frac{\tau_n - \bar{T}}{\sqrt{D_r^*}} \text{ та } t_1 = \frac{\bar{T} - \tau_1}{\sqrt{D_r^*}},$$

де D_r^* – вибіркова дисперсія, яка обчислюється за формулою

$$D_r^* = \frac{1}{n-1} \sum_{k=1}^n (T(k) - \bar{T})^2.$$

Якщо $t_1 \geq t_{01}$ або $t_n \geq t_{0n}$, то $\tau(1)$ або $\tau(n)$ визнаються викидами.

Для оцінки порогів використовуються формули

$$t_{0n} = \Psi\left(1 - \frac{1-P}{n}\right),$$

$$t_{10} = \begin{cases} 1,31 + 0,435 \ln(n-2,7), & 20 \leq n \leq 35, \\ 1,962 + 0,281 \ln(n-15), & 35 < n \leq 500, \end{cases}$$

де $\Psi(z)$ – функція, зворотня інтегралу ймовірності Гаусса, яка обчислюється за формулою

$$\Psi(z) = 4,91[z^{0,14} - (1-z)^{0,14}].$$

Якщо $15 \leq n \leq 25$, то порогові значення t_{01} та t_{0n} при надійності $P = 0,95$ слід вибрати за табл. 4.

Таблиця 4

n	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
t_{0n}	2,617	2,644	2,668	2,691	2,712	2,732	2,750	2,768	2,784	2,800
t_{01}	2,493	2,523	2,551	2,577	2,600	2,623	2,644	2,664	2,683	2,701

Викиди присутні в результаті такої обробки в подальшій оцінці психіки випробуваного не використовуються.

Висновки

У статті розглянута інформаційна технологія підтримки прийняття рішень в задачах моніторингу стану особистості на основі комп'ютерного варіанту тесту Айзенка. Проведено дослідження процесу комп'ютерного психометричного тестування з використанням різних методів оцінки параметру часу випробування в ході тестування.

За результатами дослідження виявлено, що необхідним є використовувати різні підходи до обробки результатів тестування, що підтверджуватимуть щирість випробуваного. Досліджено декілька критеріїв для визначення якості результатів тестування випробування та їх щирості.

Визначено, що при числі вимірювань більше двадцяти п'яти ($n > 25$, максимальна кількість питань при тестуванні) слід використовувати критерій Груббса, а при меншій кількості питань у тестовому опроснику ($n < 25$) – критерій Диксона. Комп'ютерний психометричний моніторинг дозволяє об'єктивно оцінювати зміни психічного стану за результатами повторного тестування шляхом статистичної обробки психометричних вимірювань, а також оцінювати ці зміни при тривалому спостереженні (багаторазовому тестуванні).

Бібліографічні посилання

1. Огоренко В.В., Клименко С.В., Халипова В.Д. Психология для непсихологов: психология самопознания. Книга вторая. Монография ИВК: «Системні технології», НМетАУ. – Дніпро, 2017р., – 109 с.

2. Клименко С.В. Математична модель самооцінки психічних властивостей особистості / С.В. Клименко, В.В. Огоренко, В.Д. Халипова // Системні технології. – Дніпропетровськ, 2015. – Вип. 2. – С. 112-120.
3. Ідентифікація психофізіологічного стану водія в інформаційних системах моніторингу безпечної експлуатації транспортних засобів. Колективна монографія «Системи і засоби транспорту. Проблеми експлуатації і діагностики / Blatnický Miroslav, Dižo Ján, Gerlici Juraj та ін.; за наук. ред. проф. Грицюка Ігоря. Херсон: ХДМА, 2019. - 422 с.

Надійшла до редколегії 12.11.2019р.

Відомості про авторів



Клименко Світлана Володимирівна, Україна. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара. Кандидат технічних наук, доцент
Сфера інтересів – інформаційні технології



Уколова Юлія Олександрівна, Україна. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара. Магістр. Сфера інтересів – інформаційні технології



Клименко Олексій Денисович, Україна. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара. Студент. Сфера інтересів – інформаційні технології

РОЗРОБКА СТЕНДУ ДЛЯ НАЗЕМНИХ ВИПРОБУВАНЬ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ НАНОСУПУТНИКІВ СЕРІЇ POLYITAN

О.М. Падун, Є.Ю. Коваленко, Б.М. Рассамакін, С.В. Остапчук, А.І. Пінчук
Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Анотація. Стаття під заголовком «Розробка і створення стенду для наземних випробувань системи орієнтації та стабілізації наносупутників серії PolyITAN» присвячена питанню дослідження методики розробки спеціалізованого стенду для випробувань системи орієнтації та стабілізації наносупутників на прикладі стенду, створеного в Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського». Наземні випробування системи орієнтації та стабілізації наносупутника є надзвичайно важливим етапом підготовки до запуску наносупутника. Задля забезпечення точності цих випробувань був створений стенд, який описаний в даній статті. Задачею стенду є створення заданого магнітного поля в забезпеченому об'ємі, де імітується політ наносупутника по орбіті, тестуються режими його стабілізації та орієнтації. У вступі описується досвід команди PolyITAN у створенні наносупутників, описуються задачі перших двох наносупутників - PolyITAN-1 та PolyITAN-2, робиться наголос на актуальності даного дослідження. В основній частині викладений поетапний і посекторний порядок розрахунку стенду для наземних випробувань системи орієнтації та стабілізації. У першій частині описані конструктивні рішення у компоновці стенду для забезпечення виконання задачі стенду. У другій частині описаний розрахунок кількості витків та діаметр дроту для забезпечення потрібного значення модуля вектора магнітної індукції магнітного поля, що створюється стендом. Далі показаний розрахунок потрібної потужності для джерела живлення, наведений розрахунок кроку магнітного поля як функції кроку струму, що є важливим для вибору джерела живлення. Наступною частиною є дослідження сфери однородності стенду - його робочої зони, яка повинна забезпечити випробування наносупутників формату CubeSat розміром 3U. Останньою частиною є опис системи керування стендом.

Ключові слова: СТЕНД, СИСТЕМА ОРІЄНТАЦІЇ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ, МАГНІТНЕ ПОЛЕ, НАНОСУПУТНИК

Анотация. Статья под заглавием «Разработка и создание стенда для наземных испытаний системы ориентации и стабилизации наноспутников серии PolyITAN» посвящена вопросу исследования методики разработки специализированного стенда для наземных испытаний системы ориентации и стабилизации наноспутников на примере стенда, созданного в Национальном техническом университете Украины «Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского». Наземные испытания системы ориентации и стабилизации наноспутника являются необычайно важным этапом подготовки к запуску наноспутника. С целью обеспечения точности этих испытаний был создан стенд, который описан в данной статье. Задачей стенда является создание заданного магнитного поля в обеспеченном объеме, где имитируется полет наноспутника по орбите, проверяются режимы его стабилизации и ориентации. Во введении описывается опыт команды PolyITAN в создании наноспутников, раскрываются задачи первых двух наноспутников - PolyITAN-1 и PolyITAN-2, делается акцент на актуальности данного исследования. В основной части изложен поэтапный и посекторный порядок расчета стенда для наземных испытаний системы ориентации и стабилизации. В первой части описаны конструктивные решения в компоновке стенда для обеспечения выполнения задачи стенда. Во второй части описан расчет количества витков и диаметр провода для обеспечения требуемого значения модуля вектора магнитной индукции магнитного поля, которое создается стендом. Дальше показан расчет требуемой мощности для источника питания, приведен расчет шага магнитного поля как функции шага тока, что является важным для выбора источника питания. Следующей частью является исследование сферы однородности стенда - его рабочей части, которая должна обеспечить испытания наноспутников формата CubeSat размером 3U. Последней частью является описание системы управления стендом.

Ключевые слова: СТЕНД, СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ, МАГНИТНОЕ ПОЛЕ, НАНОСПУТНИК

Abstract. The article under the heading "Developing and creation of ground testing simulator for orientation and stabilization system of PolyITAN nanosatellites" is devoted to the research of methods of developing of the specialized simulator for the nanosatellite orientation and stabilization system ground testing. This problem is

showed on the example of simulator developed in the National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute". Ground testing of the orientation and stabilization system is critically important phase of the pre-flight preparation of the nanosatellite. In order to provide precise tests, the simulator described in this article was developed. Objective of the simulator is to create targeted magnetic field in assured volume, where flight of the nanosatellite is imitated, stabilization and orientation performances are tested. The introduction describes experience of the PolyITAN team in developing of nanosatellites, the tasks of the first two nanosatellites - PolyITAN-1 and PolyITAN-2 are revealed, the actuality of this research is highlighted. The main part reveals the order of development of the simulator for orientation and stabilization system ground testing in gradual and sector-wise way. First part shows construction decisions in the simulator's configuration to ensure accomplishment of the simulator's objective. Second part describes calculation of the number of turns and the diameter of the wire to provide required value of the modulus of the vector of magnetic field induction, which is created by the simulator. Next part is devoted to calculation of power required for power sources, increment of magnetic field induction as a function of the current increment is provided, what is very important for power source selection. Next part is a research of the uniformity sphere - working space of the simulator, which must provide enough volume for testing of the 3U nanosatellites of CubeSat format. Final part describes control system of the simulator.

Keywords: STAND, ORIENTATION AND STABILIZATION SYSTEM, MAGNETIC FIELD, NANOSATELLITE

Вступ

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» розробив два наносупутники в міжнародному форматі CubeSat, які успішно виконують свої місії на орбіті. Перший супутник, PolyITAN-1, є, перш за все, відпрацюванням технології, платформи, всіх підсистем. Він виконаний в конфігурації 1U, тобто має розміри 10 на 10 на 10 см. Другий супутник, PolyITAN-2, досліджував склад термосфери в рамках міжнародного проекту QB50. Він виконаний в конфігурації 2U, тобто має розміри 10 на 10 на 20 см. Третій супутник, PolyITAN-3, зараз знаходиться в стадії активної розробки, його місією буде дистанційне зондування Землі. Він виконаний в конфігурації 3U, тобто має розміри 10 на 10 на 30 см. Для успішності будь-якої місії роль системи орієнтації є надзвичайно великою, тож калібровка і випробування проводяться на спеціалізованих стендах-імітаторах. Стенд створює магнітне поле, яке відповідає певному режиму польоту, і бортова система наносупутника визначає своє положення та/або характер обертання і виконує поворот наносупутника на заданий кут або ж зупиняє умовне обертання. За

основу концепції створення стенду прийнята модель викладена в [2].

Постановка задачі

Постановкою задачі даної роботи є розрахунок попередніх характеристик магнітної частини стенду для наземних випробувань системи орієнтації і стабілізації наносупутників КПП ім. Ігоря Сікорського.

Вирішення задачі

Проектування конструкції. Стенд повинен створити магнітне поле заданої величини магнітної індукції, заданого напрямку і задного розміру робочої частини, де буде знаходитись наносупутник. Після порівняння можливих варіантів компоновки конструкції стендів [2], [3] була обрана схема з використанням трьох пар квадратних котушок Гельмгольца розміром 1.5 на 1.5 метра. На кожному з трьох осей (X,Y,Z) стенду прийнята пара котушок. (рис. 1). Відстань між квадратними котушками для досягнення максимального об'єму однорідного поля повинна дорівнювати $0.5445L$ [1], де L-довжина сторони котушки.

Профілем рамки був обраний швелер з розмірами 20x20x20 мм

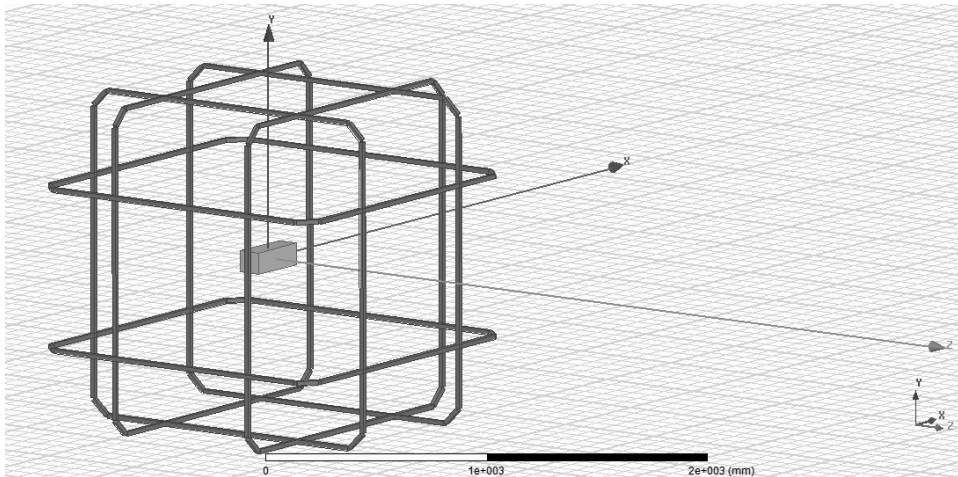


Рисунок 1 – Загальна 3D модель стелу з супутником всередині

Розрахунок кількості витків та діаметру дроту. Розрахунок проводилася для найбільш напруженого з точки зору сили струму режиму роботи стелу. Це режим, коли вектор магнітної індукції направлений по осі стелу (Рис. 2, варіант розрахунку, коли вектор магнітної індукції направлений по осі Y, значення вектора вказано в таблиці). В такому положенні поля задіяна тільки одна пара котушок і, як наслідок, сила струму в котушках максимальна. Величина модуля вектора магнітної індукції дорівнює, приблизно, 200 мкТл при значенні магніторушійної сили 192 Ампер-витка, що дорівнює подвоєній середній величині цього значення відносно режимів роботи при польоті по орбіті, взятому з коефіцієнтом запасу. Поле з таким модулем вектора магнітної індукції дасть змогу зімітувати будь-яке положення супутника незалежно від зовнішнього магнітного поля Землі в момент проведення випробувань. Аналогічно проведено моделювання найменш напруженого стану, коли

сумарний вектор від всіх трьох задіяних котушок направлений в кут стелу і отримано мінімальне значення магніторушійної сили, яке дорівнює 109 Ампер-витків. Моделювання виконано в програмному продукті ANSYS Maxwell. (рис. 2) Теоретична модель магнітного поля стелу аналогічної конструкції викладена в [3].

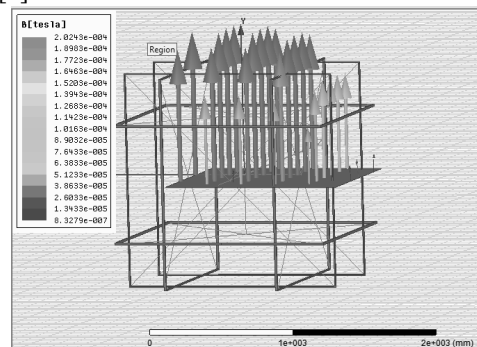


Рисунок 2 – Результати моделювання в програмному продукті ANSYS Maxwell найбільш напруженого стану при роботі тільки двох котушок. I=192 Ампер-витка

Згідно з результатами порівняння можливих варіантів дроту (як функцій кількості витків і навантаження відносно струму) обрано мідний дріт діаметром 1,3 мм, що є оптимумом між зручністю намотки і безпекою для роботи схеми.

Розрахунок потужності джерела живлення котушки. Для дроту діаметром 1,29 мм допустимий струм дорівнює 3,7 А; Витків на одній котушці: $N=192/3.7=52$ шт. Опір однієї котушки $R=4.172$ Ом. Для такого дроту потрібне джерело з напругою від 15 В.

Крок зміни магнітного поля. Були висунуті вимоги до джерела живлення по кроку зміни сили струму.

Для випробувань крок зміни магнітного поля має відповідати похибці магнітометра. В розрахунку приймаємо крок рівний 20 нТл. Після проведення необхідних комп'ютерних моделювань зроблено висновок, що для забезпечення приросту модулю магнітної індукції на 20 нТл, потрібно обрати джерела які забезпечать вибраний приріст з кроком сили струму 0,22 мА, тобто 0,5% від номінального струму.

Однорідність поля. Для дослідження однорідності магнітного поля дослідимо графік зміни модуля магнітної індукції перпендикулярно силовим лініям магнітного поля при роботі стенду на максимальному режимі струму. Так як областю однорідності двох котушок є циліндр, областю однорідності трьох взаємно перпендикулярних осей стенду буде, приблизно, сфера, радіусом рівним радіусу цього циліндра. На прикладі зміни модуля магнітної індукції між двома X котушками (найменшими) по яких тече струм 192 ампер-витка вздовж лінії перпендикулярної до силових ліній між котушками були зроблені висновки щодо однорідності поля.

Отриманий радіус однорідності з похибкою менше 1%: $R=293$ мм, що цілком задовільняє умови щодо розміру сфери однорідності магнітного поля, оскільки в

сферу однорідності можна помістити трьохіонітовий наносупутник формату CubeSat. Розміри таких супутників дорівнюють 10x10x30 см і саме таким розробляється третій супутник PolyITAN-3.

Система керування. Електрична частина імітатора складається з:

1) драйверів котушок, які являють собою H-мости і за допомогою широтно-імпульсної модуляції можуть плавно змінювати струм і, як результат, величину поля;

2) магнітометра, який використовується для зворотнього зв'язку;

3) плати з мікроконтролером STM32F103, що забезпечує керування драйверами відповідно до сигналів зворотнього зв'язку;

4) перехідника UART на WIFI/Ethernet, дозволяючого підключити імітатор до комп'ютерної мережі та віддалено ним керувати.

Схема зображена на рис. 4.



Рисунок 3 – Попередній загальний вид стенду із супутником

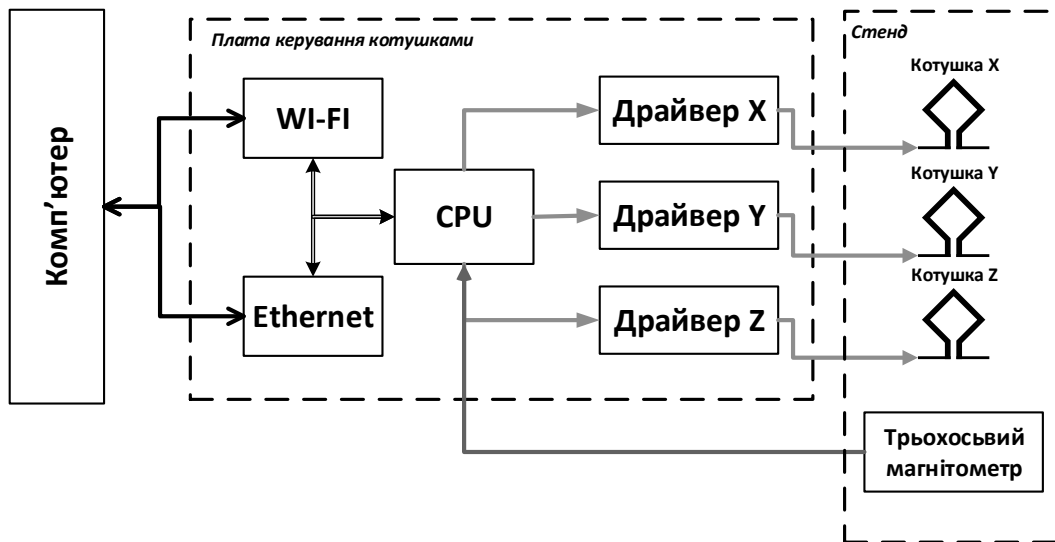


Рисунок 4 – Структурна схема системи керування
Бібліографічні посилання

Висновки

Оскільки дійсне магнітне поле відповідає розрахунковому (Перевірялося поле від однієї котушки експериментально і розрахуково), можна сказати, що параметри стенду були розраховані вірно і вже після остаточних налаштувань стенду по точності можна буде починати випробування системи орієнтації і стабілізації наносупутника PolyITAN-3 в лабораторіях КПІ ім. Ігоря Сікорського. Але застосування даного стенду не обмежується лише наносупутниками, які розробляє КПІ ім. Ігоря Сікорського. В стенді можна випробовувати будь-які супутники відповідних розмірів.

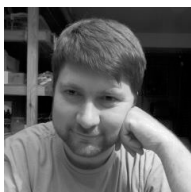
1. CubeSat attitude determination and Helmholtz cage design/ Megan R. Brewer// AFIT/GAE/ENY/12-M03, March 2012, pp. 25-50.
2. Design and Construction of a Magnetic Field Simulator for CubeSat Attitude Control Testing/ Mark A. Post, Junquan Li, Regina Lee // Department of Earth and Space Science and Engineering, York University, Ontario, Canada.
3. Design, manufacturing, and test of a real-time, three-axis magnetic field simulator/ F. Piergentili, G. P. Candini, and M. Zannoni// IEEE Transactions on Aerospace and Electronics Systems, Vol. 47, No. 2, 2011

Надійшла до редколегії 21.11.2019р

Відомості про авторів



Падун Олексій Миколайович,
Україна. Національний
технічний університет України
«Київський політехнічний
інститут імені Ігоря
Сікорського». Студент
Сфера інтересів – системи
орієнтації космічних апаратів.



Коваленко Євген Юрійович,
Україна. Національний
технічний університет України
«Київський політехнічний
інститут імені Ігоря
Сікорського».
Кандидат технічних наук.
Сфера інтересів –
Електроніка, програмування.



Рассамакін Борис
Михайлович, Україна.
Національний технічний
університет України
«Київський політехнічний
інститут імені Ігоря
Сікорського». Кандидат
технічних наук.
Сфера інтересів – системи
терморегулювання ракетно-
космічної техніки



Остапчук Сергій Васильович,
Україна.
Національний технічний
університет України
«Київський політехнічний
інститут імені Ігоря
Сікорського». Інженер.
Сфера інтересів – системи
орієнтації космічних
апаратів.



Пінчук Артем Іванович,
Україна. Національний
технічний університет
України «Київський
політехнічний інститут імені
Ігоря Сікорського». Інженер.
Сфера інтересів – Системи
керування супутниками..

МИРОВЫЕ ПЛАНЫ ОСВОЕНИЯ ЛУНЫ: МЕСТО ГП «КБ «ЮЖНОЕ»

Л. О. Величко, Е. А. Ермоленко

ГП «КБ «Южное»

В статье рассмотрены лунные программы ведущих стран мира: ЕС, Индии, Китайской Народной Республики, Южной Кореи, Израиля, Российской Федерации, Японии, США, а также возможные направления сотрудничества украинской кооперации с перечисленными странами. Лунная программа США является наиболее привлекательной. НАСА привлекает частные компании, которые могут стать партнерами КБ «Южное». Предложены проектируемые средства доставки на окололунную орбиту – перспективные ракеты космического назначения: Space Launch System, Falcon Heavy, космический корабль Straship. Разработана рыночная стратегия, позволяющая достигнуть экономической эффективности проекта эксплуатации космического ракетного комплекса, создаваемого для доставки полезных грузов на окололунную орбиту (на примере разрабатываемого ГП «КБ «Южное», семейства РКН «Маяк») за счет одновременной работы во всех доступных сегментах коммерческого рынка пусковых услуг и на рынке государственных заказов по выведению полезной нагрузки на околоземную орбиту. Вместе с тем, приведено сравнение ценовых и энергетических характеристик транспортных услуг РКН на низкую околоземную орбиту по состоянию на 2019 год. Определен перспективный спрос на запуски РН семейства «Маяк» в рамках государственной программы США по освоению Луны. По результатам проведенного маркетингового исследования, можно сделать вывод, что с ценой около 3 тыс. долл. США за запуск 1 кг полезной нагрузки на низкую околоземную орбиту (от 70 до 330 млн. долларов за пуск), РКН семейства «Маяк» имеют выгодное положение на рынке запусков на низкую околоземную орбиту и на окололунную орбиту в сравнении с конкурентными позициями других РКН данного сегмента рынка.

КЛЮЧЕВЫЕ СЛОВА: ЛУННЫЕ ПРОГРАММЫ, РАКЕТА КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ, ПОЛЕЗНАЯ НАГРУЗКА, НИЗКАЯ ОКОЛОЗЕМНАЯ ОРБИТА, КОСМИЧЕСКИЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС, ОКОЛОЛУННАЯ ОРБИТА, ГП «КБ «ЮЖНОЕ», КОНКУРЕНТОСПОСОБНАЯ ЦЕНА, РЫНОЧНЫЙ СПРОС, ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ.

У статті розглянуто місячні програми провідних країн світу: ЄС, ЄС, Індії, Китайської Народної Республіки, Південної Кореї, Ізраїлю, Російської Федерації, Японії, США, а також можливі напрями співпраці української кооперації з перерахованими країнами. Місячна програма США є найбільш привабливою. НАСА привертає приватні компанії, які можуть стати партнерами КБ «Південне». Запропоновані проєктовані засоби доставки на навколomisячну орбіту – перспективні ракети космічного призначення: Space Launch System, Falcon Heavy, космічний корабель Straship. Розроблена ринкова стратегія, що дозволяє досягти економічної ефективності проєкту експлуатації космічного ракетного комплексу, створеного задля доставки корисних вантажів на навколomisячну орбіту (на прикладі розроблюваного ДП «КБ «Південне» сімейства РН «Маяк») за рахунок одночасної роботи у всіх доступних сегментах комерційного ринку пускових послуг та на ринку державних замовлень по виведенню корисного навантаження на навколomisячну орбіту. Разом з тим, наведено порівняння цінкових та енергетичних характеристик транспортних послуг РКП на низьку навколomisячну орбіту за станом на 2019 рік. Визначено перспективний попит на запуски РН сімейства «Маяк» в рамках державної програми США за освоєння Місяця. За результатами проведеного маркетингового дослідження, можна зробити висновок, що з ціною близько 3 тис. дол. США за запуск 1 кг корисного навантаження на низьку навколomisячну орбіту (від 70 до 330 млн. доларів за пуск), РКП сімейства «Маяк» мають вигідне становище на ринку запусків на низьку навколomisячну орбіту та на навколomisячну орбіту в порівнянні з конкурентними позиціями інших РКП даного сегмента ринку.

КЛЮЧОВІ СЛОВА: МІСЯЧНІ ПРОГРАМИ, РАКЕТА КОСМІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ, КОРИСНЕ НАВАНТАЖЕННЯ, НИЗЬКА НАВКОЛОЗЕМНА ОРБИТА, КОСМІЧНИЙ РАКЕТНИЙ КОМПЛЕКС, НАВКОЛОМІСЯЧНА ОРБИТА, ДП «КБ «ПІВДЕННЕ», КОНКУРЕНТОСПРОМОЖНА ЦІНА, РИНКОВИЙ ПОПИТ, ЕКОНОМІЧНА ЕФЕКТИВНІСТЬ.

The article discusses the lunar programs of leading countries of the world: EU, India, People's Republic of China, South Korea, Israel, Russian Federation, Japan, USA, as well as possible direction of cooperation between Ukrainian cooperation and mentioned countries. The US lunar program is the most attractive. NASA invites private companies which can become Yuzhnoye State Design Office partners. Perspective payload delivery means into lunar orbit are proposed: Space Launch System, Falcon Heavy, Straship. Marketing strategy was developed to achieve economic efficiency of the space launch system operation project, designed for payloads injection into the lunar orbit (with Mayak launch vehicle family, developed by Yuzhnoye State Design Office, as an example) due to covering all possible segments of commercial, as well as government launch market. At the same time, comparison of price and performance characteristics of space transportation services into low Earth orbit is shown as of 2019. The prospective demand for Mayak launch vehicle family within the framework of the US state program for the development of the Moon was determined. According to the results of the marketing research, it can be concluded that with the price of about 3 000 US dollars for launching 1 kg of payload into low Earth orbit (from 70 to 330 million US dollars for launch), Mayak launch vehicle family have the advantageous position on

the launch market into low Earth orbit and lunar orbit in comparison with the competitive positions of other ILVs in this market segment.

KEYWORDS: LUNAR PROGRAMS, INTEGRATED LAUNCH VEHICLE, PAYLOAD, LOW EARTH ORBIT, SPACE LAUNCH SYSTEM, LUNAR ORBIT, YUZHNOYE SDO, COMPETITIVE PRICE, MARKET DEMAND, ECONOMICAL EFFICIENCY.

Введение

В настоящее время ведущие страны международного сообщества, занимающиеся космической деятельностью, рассматривают перспективу расширения исследований и освоения Луны и окололунного пространства, в том числе с участием пилотируемых экспедиций и создания обитаемой окололунной орбитальной станции и базы на поверхности Луны. В частности следующие страны имеют лунные программы: США, ЕС, Индия, Китай, Япония, Израиль, Южная Корея, РФ. Украина не имеет лунной программы, поскольку не имеет достаточно свободных финансовых ресурсов для ее осуществления. Вместе с тем украинская кооперация предприятий космической отрасли, научных организаций имеет существенный научно-технический задел, позволяющий участвовать в решении самых сложных задач по освоению Луны.

Постановка задачи

Задачами статьи являются:

— анализ лунных программ ведущих стран мира, определение грузопотока на окололунную орбиту;

— определение наиболее перспективных из лунных программ, с точки зрения возможности участия ГП «КБ «Южное» и украинской кооперации в их реализации, как путем участия в разработке элементов лунных проектов заказчика, так и путем предложения заказчику разрабатываемых элементов лунных проектов КБ «Южное» (посадочный модуль, буксир, КРК (космический ракетный комплекс) для доставки грузов на окололунную орбиту и др.);

— разработка рыночной стратегии создания и эксплуатации КРК, предназначенного для выведения полезных грузов на окололунную орбиту.

Методы и способы исследований

В данной научной статье применялись следующие методы исследований: *метод*

системного анализа – сбор и обобщение данных для анализа спроса и построения таблицы манифеста пусков, а также конкурентного анализа компаний, представленных в данном сегменте рынка транспортных услуг для построения графика сопоставления цены пуска и массы ПГ (полезного груза), выводимого на низкую околоземную орбиту; *статистический метод* – сравнение ценовых и энергетических характеристик перспективных разрабатываемых и действующих РКН (ракет космического назначения), которые выводят ПН на окололунную орбиту с определением конкурентоспособной цены пуска для РКН семейства «Маяк» и количества пусков, необходимых для начального этапа освоения Луны; *метод экспертных оценок* – определение значения грузопотока на начальном этапе освоения Луны (2020-2025 г.г.) и на этапе дооснащения лунных баз для определения будущего спроса на услуги выведения полезных грузов на окололунную орбиту.

Лунная программа ЕС

ЕКА предлагает создавать постоянно обитаемую базу на обратной стороне Луны на основе широкой международной кооперации – более масштабной, чем кооперация программы МКС.

Европейский Союз заинтересован в участии в создании американской окололунной станции Deep Space Gateway (DSG). Представитель Французского космического агентства CNES Фредерик Массон заявил, что Франция уже рассматривает возможность участия в проекте в части снабжения станции припасами с помощью новой транспортной системы, базирующейся на новой ракете-носителе Ariane 6 увеличенной грузоподъемности и межорбитальном буксире, оснащенном электрореактивной двигательной установкой, питающейся от солнечной энергии. Буксир, обладающий

мощностью в 60 кВт, в паре с Ariane 6 сможет доставлять на DSG до 9 т полезной нагрузки (включая массу космического корабля). Концепция такого буксира сейчас рассматривается в Airbus D&S [1].

ГП «КБ «Южное» участвует в европейской ассоциации «Лунная деревня».

Лунная программа РФ

РФ имеет собственную лунную программу. Основными этапами ее реализации являются создание российской орбитальной окололунной станции и проведение беспилотных исследований Луны, посадка космонавтов на Луну, и в итоге – создание постоянной лунной посещаемой базы и спутниковой группировки на орбите Луны для навигационного и информационного обеспечения ее работы. В рамках данной программы планируется создание средства выведения и доставки на окололунную орбиту (на сегодняшний день «Роскосмос» проводит разработку ракеты-носителя тяжелого класса «Ангара-А5В»), а также пилотируемого корабля «Федерация», начало летных испытаний которого запланировано на 2021 год.

Лунные программы Индии

Первый индийский лунный зонд «Чандраян-1» был запущен с космодрома имени Сатиша Дхавана в 2008 году с помощью индийской РН «PSLV-XL». В число основных целей запуска «Чандраян-1» входил поиск полезных ископаемых и запасов льда в полярных регионах Луны, а также составление трехмерной карты поверхности. Индия стала шестой страной мира, отправившей зонд к Луне. «Чандраян-2» – вторая автоматическая межпланетная станция Индийской организации космических исследований (ISRO). В рамках миссии «Чандраян-2» изучать Луну планируется с орбиты. Кроме того, в ходе миссии планируется высадка небольшого лунохода, сбор и анализ лунных образцов грунта.

Сотрудничество ГП «КБ «Южное» и украинской кооперации с Индией в рамках лунной программы наиболее перспективно в

сфере создания двигателей для посадочных модулей и космических буксиров.

Лунная программа КНР

В апреле 2016 г. Китай объявил о планах реализации пилотируемой космической миссии на Луну в период до 2036 года. Следующим этапом долгосрочной стратегии КНР по освоению Луны должно стать создание к 2050 году развернутой научно-исследовательской лунной базы. В качестве ее основной задачи китайские ученые видят решение проблем, связанных с нехваткой энергетических ресурсов на Земле.

Лунная программа Китая на ближайший период делится на три основных этапа, каждый из которых является подготовительным для последующего.

Этап 1: полёты по окололунной орбите;

Этап 2: мягкая посадка на Луну;

Этап 3: доставка лунного грунта на Землю.

Третий этап предусматривает доставку на Землю образцов лунного грунта и включает в себя миссии «Чанъэ-5Т1», «Чанъэ-5» и «Чанъэ-6». КА «Чанъэ-5» планируется запустить в 2019 году с помощью РН «Великий поход-5». Спускаемый аппарат станции должен будет произвести забор образцов лунного грунта весом до 2 кг и возвратиться с ними на Землю.

Параллельно КНР проводит разработку проекта обитаемой лунной базы.

Существует мнение, что лунная программа Китая, в первую очередь, преследует не научные, а стратегические задачи. Лунная программа, принятая десять лет назад, выполняется с опережением графика.

Сотрудничество ГП «КБ «Южное» и украинской кооперации с КНР возможно в рамках принятых и перспективных межгосударственных соглашений о космической деятельности. Действующая долгосрочная программа (до 2020 года) украинско-китайского сотрудничества в космической сфере предусматривает совместную реализацию более 70 проектов, в том числе, в рамках реализации КНР

Лунной программы и исследований планет Солнечной Системы.

Лунная программа Японии

Главными задачами Японского космического агентства (JAXA) японской лунной программе является отработка и демонстрация технологии точной посадки на поверхность планеты (технология посадки «pin point landing», точность посадки – 100 метров). Разработчиком спускаемого аппарата Smart Lander for Investigating Moon (SLIM) является компания Mitsubishi Electric Corporation. Стоимость миссии оценивается в 18 миллиардов японских иен.

Частная компания iSpace, разрабатывающая луноход Nakuto, планирует на 2020 и 2021 годы две демонстрационные миссии в рамках проекта доставки грузов на Луну. Первая миссия – отправить космический корабль на лунную орбиту. Если она окажется успешной, компания приступит ко второй миссии, в рамках которой на поверхность Луны отправятся посадочный модуль и ровер для исследования поверхности с возможностью доставки до 30 кг на Луну за один полет.

Возможные направления сотрудничества ГП «КБ «Южное» и украинской кооперации с японскими специалистами: создание двигательных установок, посадочного модуля, буксира, предоставление услуг перспективных средств доставки.

Лунная программа Южной Кореи

В 2014 году начата реализация программы Южной Кореи, направленной на освоение Луны. В данной программе принимают участие около 15 частных и государственных исследовательских институтов, и организаций. В работу включена корпорация Korea Aerospace Industries, которая является основным разработчиком ракеты космического назначения KSLV-II. Республика Корея планирует к 2020 году отправить на Луну спускаемый исследовательский аппарат. Уровень развития космических технологий на сегодняшний день в Южной Корее таков, что реальное осуществление намеченных

планов возможно только в международной кооперации.

Исходя из этого, возможно сотрудничество ГП «КБ «Южное» и украинской кооперации с организациями Южной Кореи по направлениям:

- ракетные двигатели;
- посадочные модули,
- средства доставки на окололунную орбиту.

Лунная программа Израиля

В феврале 2019 года был успешно запущен израильский лунный модуль Beresheet массой 600 кг компании SpaceIL. Израиль должен был стать четвертым государством – после СССР, США и Китая, – которому удалось доставить аппарат на лунную поверхность. Однако посадка аппарата на поверхность Луны была аварийной. Вскоре после объявления об окончании миссии Beresheet, Моррис Кан, президент компании SpaceIL, объявил следующее – «На этот раз нам не удалось добиться полного успеха, но мы попытались и сделали все возможное для того, чтобы добраться до Луны. Я думаю, что мы можем гордиться достигнутым» [2].

Миссия осуществлялась группой, действующей в рамках небольшого бюджета. Поэтому Beresheet стал попутной нагрузкой при коммерческом запуске группы спутников. Затраты на проект составили 100 млн. долл. США.

Возможно предложение компании SpaceIL совместной с КБ «Южное» разработки посадочного модуля с улучшенными характеристиками – повышенной грузоподъемности, многократного взлета и посадки.

Лунная программа США

21 марта 2017 года президент США Трамп подписал новый закон, предписывающий NASA отправить людей на Марс не позднее 2033 года. В конце марта 2017 года в рамках регулярного отчета перед Экспертным советом NASA Уильям Герстенмайер, помощник администратора NASA по исследовательским программам, представил пилотируемую программу агентства на ближайшее десятилетие. Этот

план включает создание посещаемой станции на орбите Луны в первой половине 2020-х годов, постройку транспортной системы для дальнего космоса в конце десятилетия, полет к спутникам Марса в первой половине 2030-х и, наконец, высадку на Марс в конце 2030-х или начале 2040-х. План пилотируемых полетов в 2020-х годах является не перспективным исследованием, а официальной программой. К первому этапу перспективной пилотируемой программы NASA перейдет в начале 2020-х годов. В этот период на орбите Луны будет построена посещаемая пилотируемая станция DSG (Deep Space Gateway).

В 2020 году ракета SLS Block 1 (грузоподъемностью 70 т) должна будет вывести корабль «Орион» в полет вокруг Луны длительностью 26-40 суток. В 2023 году ракета SLS в новой модификации Block 1B (грузоподъемностью 105 т) должна будет вывести на отлетную траекторию к Юпитеру научно-исследовательскую станцию Europa Clipper. После 2022 года пуски SLS будут выполняться ежегодно.

EM-2 в 2023 году должна будет доставить на орбиту Луны корабль «Орион» с экипажем из четырех астронавтов. Попутно будет выведен первый двигательно-энергетический модуль станции DSG массой 8-9 т

Экспедиция EM-3 состоится в 2024 году. К Луне вновь полетят четыре человека на «Орионе», а попутным грузом SLS выведет жилой модуль DSG массой до 10 т. Он состыкуется с двигательно-энергетическим модулем, который к этому времени перейдет на около-прямолинейную галообразную орбиту (Near Rectilinear Halo Orbit, NRHO). Пилотируемый полет продлится от 16 до 26 суток. В этой миссии астронавты впервые проведут научную работу на окололунной станции.

Следующей станет коммерческая миссия снабжения DSG. А в 2025 году состоится Exploration Mission 4. Полет астронавтов на «Орионе» будет сопровождаться доставкой к окололунной станции логистического модуля с канадской рукой-манипулятором (массой до 10 т). После этого допустимая продолжительность экспедиций на DSG увеличится плановых до

42 суток и начнется полноценная эксплуатация станции, в т.ч. со сменой орбиты.

В 2026 году состоится финальная миссия первого этапа программы, EM-5. В рамках данной миссии к станции DSG планируется пристыковать шлюзовой модуль, масса которого, как и раньше, будет укладываться в допустимые для ракеты SLS 10 т. Длительность четвертой и пятой экспедиций составит от 26 до 42 суток.

Второй этап программы начнется в 2027 году с очередной коммерческой грузовой миссии. В этом же году состоится сразу два пуска SLS. Первый из них станет полностью грузовым, т. е. на этот раз «Орион» к Луне не полетит. Одним пуском (миссия EM-6) сверхтяжелой ракеты NASA планирует вывести на лунную орбиту 41-тонный Транспорт для дальнего космоса (DST, DeepSpaceTransport) – будущий перелетный комплекс для экспедиций за пределы системы Земля-Луна. DST будет приспособлен для автономной работы с экипажем из четырех человек длительностью до 1000 суток. Достигнув Луны, DST совершит автоматическую стыковку со станцией DSG. Миссия EM-7 (все еще 2027 год) доставит на окололунную станцию четырех астронавтов. Они проведут упрощенную симуляцию дальнего космического полета длительностью 191-221 суток. При этом DST будет пристыкован к станции DSG.

В 2028 году состоится очередная коммерческая непилотируемая миссия EM-8 для пополнения припасов на DSG. Она доставит топливо для DST и дополнительные припасы. EM-8 станет последним полетом для ракеты SLS Block 1B. После нее, с 2029 года, NASA перейдет к эксплуатации SLS Block 2 (130 т) [3].

Согласно последним данным NASA планирует вернуть астронавтов на поверхность Луны в 2024 г. вместо 2028 г. «Распоряжением президента, целью действующей администрации и Соединённых Штатов Америки является вернуть американских астронавтов к Луне в течение следующих пяти лет», – заявление вице-президента Пенса, которое он сделал в ходе заседания Национального

космического совета США в марте 2019 года. Лунная программа NASA в 2019 году получила название «Артемиды».

К первому этапу (миссия EM-1) перспективной программы NASA перейдет в начале 2020-х годов. В этот период на орбиту Луны был запланирован непилотируемый запуск РН SLS и корабля «Орион» для проведения экспериментов и демонстрации технологий.

Второй этап (2022 год), миссия EM-2 – запуск РН SLS и корабля «Орион» с экипажем на борту впервые за 50 лет. В 2022 году к Луне планируется направить американский двигательно-энергетический модуль.

Третий этап (2023 г.) – отправка к Луне лунохода, главной задачей которого станет поиск воды на спутнице Земли и оценка ее общих запасов. Масса ровера будет составлять от 300 до 500 килограммов.

Четвертый этап (2024 г.) – президент Дональд Трамп попросил NASA ускорить работу по возвращению на Луну и осуществить высадку людей на её поверхность к 2024 году [4].

По мнению авторов, новая программа по возвращению астронавтов на Луну в 2024 г. является не вполне реалистичной, поскольку, по имеющимся данным, создание РН SLS существенно отстает от графика и превышает бюджет.

Возможны самые разнообразные направления сотрудничества украинской кооперации с NASA. В феврале 2019 года глава космического агентства NASA Бриденстайн обсудил с послом Украины в США Валерием Чалым сотрудничество в области исследования космического пространства в мирных целях. Бриденстайн поблагодарил Украину за поддержку космических инициатив агентства, а также заявил, что заинтересован в привлечении украинских предприятий к реализации проектов в сфере исследования Луны.

Кроме лунных проектов NASA, в настоящее время в США идет разработка проектов частных компаний по созданию лунных аппаратов. Из них можно выделить следующие перспективные для установления сотрудничества:

Blue Origin начала разработку посадочного модуля для отправки на поверхность Луны, способного доставлять 4,5 тонны груза.

Компания Astrobotic с фирмой Dynetics разрабатывает спускаемый аппарат Peregrine, который сможет доставить до 265 кг полезной нагрузки на лунную поверхность на РН Atlas V уже в 2021 г.

Компания MoonExpress намерена осуществить посадку собственного посадочного модуля на Луне в 2019 году.

В мире несколько частных компаний уже готовятся оказывать услуги доставки грузов на Луну. В ноябре 2018 года администратор NASA, рассказал о подписании соглашений с девятью частными космическими компаниями, в рамках которых эти корпорации могут доставить зонды, роверы, посадочные модули и другие грузы космического агентства на Луну уже в следующем году. Общая стоимость их отправки и поддержания их работы не должна превышать 2,6 миллиарда долларов.

«Лунные грузы» будут сочетать в себе как научные инструменты, так и технологии, позволяющие использовать ресурсы Луны в полезных целях. Партнеры NASA, по словам администратора агентства, получают не только возможность играть роль «космических перевозчиков», но и поучаствуют в разработке самих аппаратов.

В число партнеров попали не только крупные компании, но и небольшие и неизвестные стартапы:

- Astrobotic Technology. Компания участвовала в конкурсе Google Lunar X Prize, в настоящее время занимается разработкой лунного посадочного аппарата и ровера.

- Deep Space Systems. Подрядчик NASA, принимавший участие в реализации большого количества космических проектов от миссии MRO до создания нового корабля Orion.

- Draper. Вместе с партнерами из MIT компания участвовала в конкурсе Google Lunar X Prize. Также она занималась исследованиями в области космической навигации и разработкой новых скафандров.

- Firefly Aerospace. Аэрокосмическая американская компания-стартап (с проектным офисом в Днепре), занимающаяся разработкой семейства легких ракет-носителей.

- Intuitive Machines. Компания, разрабатывавшая ряд проектов различной космической техники, в том числе и лунный посадочный аппарат Nova-C.

- Lockheed MartinSpace. Одно из ведущих подразделений аэрокосмического гиганта LockheedMartin. Является главным подрядчиком по проекту нового космического корабля Orion

- Masten SpaceSystems. Компания, занимающаяся разработкой лунных спускаемых аппаратов.

- Moon Express. Компания, являющаяся одним из главных претендентов на победу в Google Lunar X Prize. Несмотря на отмену конкурса, Moon Express продолжил разработку лунного спускаемого аппарата. Его запуск запланирован на следующий год.

- Orbit Beyond. Стартап, принимавший участие в конкурсе Google Lunar X Prize [5].

Возможности украинской космической отрасли по решению задач освоения Луны

ГП «КБ «Южное» и украинская кооперация разрабатывают следующие проекты, которые могут стать составной частью международных лунных программ, или лунных программ отдельных стран:

- Проект Лунной исследовательской базы;

- Двигатель для посадочного модуля;

- Создание взлетно-посадочного модуля – перелетающего ЛПА, предназначенного для проведения изучения максимальной площади поверхности Луны. Предполагается после прилунения ЛПА в заданном районе и проведения исследований лунного грунта в этом районе осуществлять перелет ЛПА в новую точку. Масса полезного груза доставляемого на Луну и перемещаемого по ней 50 кг;

- Средства доставки на окололунную орбиту, включая семейство тяжелых и

сверхтяжелых РКН и межорбитальные буксиры;

- Концепция «двойного старта» – формирование путем стыковки на низкой околоземной орбите тяжелых грузов, выведенных РКН среднего класса, для последующей их доставки на окололунную орбиту;

- КА, предназначенные для изучения Луны и обеспечения связи с Землей.

Деятельность, связанная с начальным этапом освоения Луны будет носить исключительно затратный характер. Поэтому, в настоящее время, именно государства инвестируют в научно-исследовательскую деятельность по изучению возможности использования лунных ресурсов. Стоит выделить американскую программу по освоению Луны. Как известно, бюджет НАСА на 2019 год составил 21,5 млрд. долл. США. А в мае 2019 года Дональд Трамп выделил из государственной казны дополнительные \$ 1,6 млрд. на программы по освоению Марса и Луны в целях ускорить возвращение американских астронавтов на Луну [6].

Основная цель коммерческих компаний занимающихся, разработкой и проектированием ракет-носителей, способных доставлять полезные нагрузки на Луну, всевозможных посадочных модулей и средств проведения исследований – получение дохода и прибыли за счет государственного заказа в рамках государственных программ освоения Луны.

Поскольку в проекте Закона Украины «Про затвердження Загальнодержавної цільової науково-технічної космічної програми України на 2019—2023 роки» не предусмотрено выделения средств на лунную программу [7], реальное осуществление лунных проектов украинских разработчиков возможно только при вступлении в кооперацию с компаниями из других стран.

Средства доставки на окололунную орбиту

В части средств доставки на окололунную орбиту можно выделить следующие перспективные РКН: Space

Launch System, Falcon Heavy, космический корабль Straship.

Space Launch System — американская сверхтяжёлая ракета-носитель (РН), разрабатываемая NASA для пилотируемых экспедиций на Луну. Полезная нагрузка на НОО – 95-130 тонн. Стоимость пуска — от 500 млн. долл. США. По некоторым оценкам стоимость запуска может составить от 1,5 – 2,5 млрд. долл. США. На строительство SLS потрачено около 11,9 миллиарда долларов (еще более 13 миллиардов долларов ушло на разработку корабля Orion). Запуск РН постоянно переносится с 2017 года. В 2019 году его перенесли с июня 2020 года на неопределенный срок.

13 марта на слушаниях в американском Конгрессе директор НАСА признал, что SLS не будет готова к пуску в июне 2020 года. Он отметил, что, возможно, существует другая возможность провести миссию в этот срок – использовать для нее коммерческие ракеты. Конечно, ни одна ракета не в состоянии заменить SLS с ее грузоподъемностью до 130 т, поэтому для осуществления миссии потребуется два пуска. Единственной ракетой, которой хватит грузоподъемности для этого, является Falcon Heavy компании SpaceX. Falcon Heavy — американская ракета-носитель сверхтяжёлого класса с возможностью повторного использования первой ступени. Полезная нагрузка на НОО – 63,8 тонн. Первый пуск состоялся 6 февраля 2018 года. Ракета вывела на орбиту автомобиль Tesla Roadster. Стоимость пуска – 80-130 млн. долларов США в зависимости от загрузки. Согласно предложенной идее, одна

ракета выведет на орбиту корабль «Орион», вторая – разгонный блок. Они состыкуются и отправятся в полет вокруг Луны. Однако существует множество проблем, и предложенная концепция вызывает много вопросов. НАСА только рассматривает этот вариант осуществления миссии.

Также в качестве средства доставки на окололунную орбиту в перспективе может использоваться создаваемые компанией SpaceX РН Super Heavy (ранее называвшаяся BFR) и космический корабль Straship. Данная система, в основном, будет предназначена для выведения спутниковой группировки Starlink компании SpaceX (12 000 КА). Для запуска около 12 000 спутников Starlink потребуется 60 запусков космического корабля Starship и SuperHeavy. При каждом запуске будет выведено 240 спутников Starlink. Кроме выполнения этой задачи, компания SpaceX планирует использовать данную систему для реализации своей марсианской программы.

ГП «КБ «Южное» занимается разработкой проекта экономически эффективного ракетно-космического комплекса, предназначенного, в том числе, для доставки полезных грузов разных масс на Луну. В состав КРК входит семейство РН «Маяк», способное доставлять от 4 000 кг до 25 500 кг на окололунную орбиту (это могут быть как космические аппараты, научные роверы, так и тяжелые модули лунных станций, и грузы для жизнеобеспечения астронавтов).

Таблица 1 – Энергетические возможности РКН семейства «Маяк»

Наименование РКН	Энергетические возможности на НОО высотой Н=200 км, кг	Энергетические возможности перелета с НОО на ОЛО, кг
«Маяк-СЗ.9»	21 600	3 886,1
«Маяк-СТЗ»	59 370	12 719,2
«Маяк СТ-5»	93 550	21 394
«Маяк-СТ6»	109 370	25 544

Согласно экспертным оценкам, на начальном этапе освоения Луны (2020-2025 гг.) транспортный поток на окололунную орбиту составит 700 тонн. В это время планируется выведение тяжелых конструкций (модулей

окололунной станции США, модулей лунной базы и т.п.). После первых 5 лет, последует условный 7-летний период, в течение которого будет выведено 700 тонн ПГ на ОЛО, а после – 8-летний, также с суммарным грузопотоком в 700 тонн.

Меньшая загруженность в более поздние годы объясняется тем, что основные тяжеловесные конструкции будут выведены в начале поэтапного освоения Луны. Дооснащение, которое будет происходить в более поздние годы (после 5 лет начального этапа) потребует меньших масс, объемов и габаритов ПГ, требуемого к выведению на ОЛО. Поэтому будут востребованы также и средние, и тяжелые РН, тогда так как сначала – сверхтяжелые.

Если предположить, что РКН семейства «Маяк» смогут занять примерно 10% рынка, то можно вычислить, что они смогут претендовать на выведение на ОЛО 70 тонн в первые 5 лет, 70 тонн в следующие 7 лет и 70 тонн в последующие 8 лет. Всего в расчетах принят 20-летний горизонт планирования. Исходя из принятого в расчетах значения грузопотока количество пусков для различных РКН семейства «Маяк» при использовании каждой РКН в отдельности было условно распределено следующим образом (табл. 2).

Две РН из семейства «Маяк» кроме пусков на ОЛО, предлагается использовать для осуществления коммерческих пусков на ПГСО с целью доставки полезных грузов и работы на коммерческом рынке.

Энергетические характеристики РН на ПГСО позволяют охватить сверхтяжелый и средний сегменты рынка ПГСО. Пуски на ПГСО позволят повысить рентабельность РКК: РН «Маяк-СТ3» – 21000 кг на ПГСО; РН «Маяк-С3.9» – 6650 кг на ПГСО.

Также с целью получения дохода и окупаемости РН, планирующихся к запуску на Луну, ГП «КБ «Южное» предлагает использовать данные РН для осуществления запусков КА из группировок, массой свыше 500 кг на низкие, в том числе солнечно-синхронные орбиты, а также на средние орбиты. Эти орбиты может обслуживать, в первую очередь, РН «Маяк С3.9». Все группировки являются коммерческими, что создает благоприятные рыночные условия. Планируемые низкоорбитальные группировки массой свыше 500 кг представлены в табл. 3.

Таблица 2 – Количество пусков для различных вариантов использования РКН семейства «Маяк»

Наименование РКН	Количество пусков за 20 лет операционного периода																				Итого
	год																				
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	
Вариант 1																					213 940 кг
«Маяк-СТ5»	1	1	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	1	0	0	1	0	1	1	10 пусков
Вариант 2																					218 418,4 кг
«Маяк-СТ5»	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	4 пусков
«Маяк-СТ3»	0	1	0	1	0	1	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	8 пусков
«Маяк-СТ3» (ПТСО)	0	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	6 пусков
«Маяк-С3.9»	0	0	0	0	1	0	1	0	1	0	1	0	1	0	1	0	1	0	1	0	8 пусков
«Маяк-С3.9» (ПТСО)	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	40 пусков
«Маяк-С3.9» (НОО)	1	0	2	1	0	2	1	0	2	1	0	2	1	0	2	1	0	2	1	0	19 пусков
Вариант 3																					204 352 кг
«Маяк-СТ6»	1	1	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	8 пусков
Вариант 4																					213 946,5 кг
«Маяк-СТ6»	1	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	3 пусков
«Маяк-СТ5»	0	1	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	3 пусков
«Маяк-СТ3»	0	0	1	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	3 пусков
«Маяк-СТ3» (ПТСО)	0	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	6 пусков
«Маяк-С3.9»	0	0	1	1	1	0	0	0	1	0	1	1	0	0	0	1	0	1	0	1	9 пусков
«Маяк-С3.9» (ПТСО)	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	40 пусков
«Маяк-С3.9» (НОО)	1	0	2	1	0	2	1	0	2	1	0	2	1	0	2	1	0	2	1	0	19 пусков

Таблица 3 – Низкоорбитальные группировки КА массой свыше 500 кг

Группировка	Страна производитель	Количество КА	Масса КА, кг	Годы запуска	РН	Высота, км и наклонение орбиты (тип орбиты)	Тип орбиты
OptiSar	Великобритания	8	1400	2020			ССО
OptiSar Optical	Великобритания	8	670	2020			ССО
WorldView- Legion	США, Саудовская Аравия	6	2500-3500	2021-20XX	FALCON 9v1.2FT BLOCK 5		ССО
Pleiades	Европа	4	750	2020-2021		695 км, 98,2°	ССО
Radarsat	США	3	1400	2019	Falcon v1.29 FT	592*592км, 97,7°	ССО
OneWeb	Великобритания	900 1280	150	2019-2021 г.г.	SOYUZ-ST-B (FREGAT МТ), SOYUZ 2-1В FREGAT М, Launcher One,	800-1200; 87, 9°	НОО-полярная MEO
Starlink	США	12000	386	2019-2024 г.г. Вся группировка (12 000) будет запущена в течении 10 лет	FALCON 9v1.2FT BLOCK 5	1110 - 1325 км (4 000 КА). 335 км до 346 км (7000 КА)	НОО, ССО
КОМPSAT 7	Корея	1	2000	2021 г.г.	Vega C		ССО
Northstar	Канада	40	750	2021 г			ССО
SES O3B MPOWER	Германия	24	1200	2021-2022		7825 km, 0°; 7825 km, 70°	MEO
HALO 1	США	8		2021			MEO
SENTINEL 2	Германия	2	1140	2020		787 км × 788 км, 98.58°; 777 км × 779 км, 98.56°	ССО
SENTINEL 3	Франция	3	1250	2026-2027 г.г.		802 км × 806 км, 98.62°	ССО
SENTINEL 1	Италия	2	2300	2023-2025 г.г.		695 км × 700 км 98,2°	ССО
Leosat	Франция	84	1250	2019 г.г.-20XX	Falcon-9 или Ariane 6 (не точно)		НОО-полярная
Spacebelt	США	12	400	2019, 20XX	LauncherOne	450 км	НОО
Urthedaily	Великобритания	8	500-1000	2020 г.		600 км	ССО
WorldViewScout	США	6	100-500 кг	2019 г.-20XX	Falcon 9-???	617 км	ССО

Группировка	Страна производитель	Количество КА	Масса КА, кг	Годы запуска	РН	Высота, км и наклонение орбиты (тип орбиты)	Тип орбиты
JPSS	США	3	2930	2022 г.	1 КА - ATLAS V 401		ССО
Iridium NEXT	ЕС	12	860	2019	Falcon 9 FT	780 км, 86,4°	НОО- полярная

Согласно прогнозам специалистов ГП «КБ «Южное», РКН «Маяк-СЗ.9» сможет осуществлять 1-2 запуска в год с кластером КА массой свыше 500 кг из низкоорбитальных группировок, тем самым предоставляя услуги на коммерческом рынке.

Для определения ценового предложения, с которым будет выходить на рынок РКН семейства «Маяк» и для оценки конкурентной силы РКН и будущего спроса на услуги предлагаемых РКН был проведен конкурентный анализ компаний, представленных в данном сегменте рынка

транспортных услуг. Анализ проводился, исходя из расчетов энергетических возможностей РКН семейства «Маяк» при выведении на круговую орбиту высотой $H=200$ км, $i = 28,5^\circ$. Проанализированы и систематизированы данные по существующим и разрабатываемым РКН ведущих космических держав для осуществления миссий на окололунную орбиту.

В табл. 4 представлены ценовые и энергетические характеристики транспортных услуг РКН на НОО по состоянию на 2019 год:

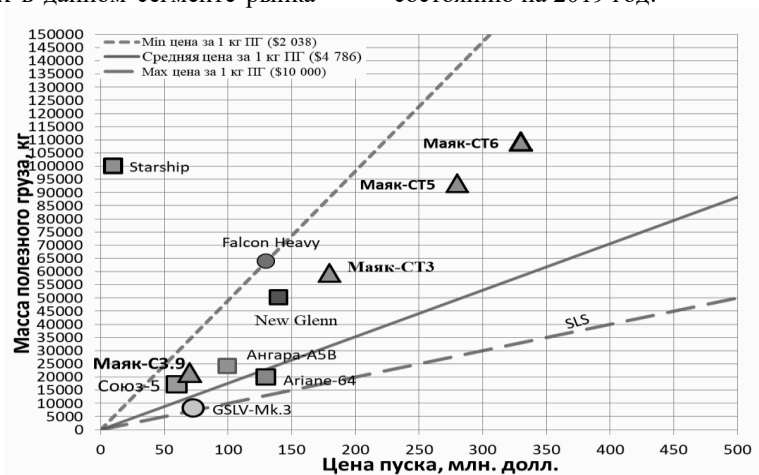


Рисунок 1 – Сравнение ценовых и энергетических характеристик РКН (■- перспективные разрабатываемые РКН, ● - действующие РКН), которые выводят ПН на ОЛО с определением конкурентоспособной цены пуска для РКН семейства «Маяк»

Таблица 4 – Ценовые и энергетические характеристики транспортных услуг РКН на НОО по состоянию на 2019 год

Наименование РКН	Страна-изготовитель	Цена пуска, млн. долл.	Масса ПГ на НОО $H=200$ км, кг	Цена выведения ПН на НОО за 1 кг, долл.
Маяк-СЗ.9	Украина	70	21 600	3 241
Маяк-СТ3	Украина	180	59 370	3 032
Маяк-СТ5	Украина	280	93 550	2 993
Маяк-СТ6	Украина	330	109 370	3 017
Ангара-А5В	РФ	100	24 000	4 167
GSLV-Mk.3	ЕС	73	8 000	9 125
Союз-5	РФ	60	17 000	3 529
Ariane-64	ЕС	130	19 900	6 553
SLS	США	1500	150 000	10 000
Starship*	США	350	100 000	3 500
New Glenn	США	140	50 000	2 800
Starship	США	10	100 000	100
Falcon Heavy	США	130	63 800	2 038

¹По некоторым оценкам цена пуска корабля Starship вместе с PH Super Heavy (по состоянию на 2018 год) составила 10 млн. долларов. Однако, данная цена не является точной. К тому же, данная система, в основном, будет предназначена для выведения группировки компании SpaceX.

С ценой около 3 тыс. долл. США за запуск 1 кг ПН на НОО (от 70 до 330 млн. долларов за пуск), РКН семейства «Маяк» имеют выгодное положение на рынке запусков на НОО и на ОЛО в сравнении с конкурентными позициями других РКН данного сегмента рынка.

Выводы

1. Исходя из сложившихся рыночных предпосылок, можно сделать вывод, что международная кооперация – наиболее реалистичный для ГП «КБ «Южное» сценарий участия в освоении Луны. Проанализированы данные по лунным программам ведущих космических держав. Лунная программа США является наиболее привлекательной. НАСА привлекает частные компании, которые могут стать партнерами КБ «Южное».

Сотрудничество с НАСА возможно по следующим направлениям:

- создание средств доставки на окололунную орбиту и их элементов;
- создание посадочного модуля;
- создание РД для посадочного модуля;
- создание межорбитальных буксиров и др.

Возможности по сотрудничеству с коммерческими компаниями:

Поскольку данные компании преимущественно не имеют опыта космической деятельности, то они могли бы стать заказчиками ГП «КБ «Южное» и украинской кооперации по следующим направлениям:

- создание отдельных элементов средств освоения Луны этих компаний,
- создание космических средств (посадочные модули, межорбитальные буксиры, средства сближения, стыковки и прочее), необходимых для реализации проектов этих компаний.

2. Разработана рыночная стратегия, позволяющая достигнуть экономической эффективности проекта эксплуатации семейства РН «Маяк» за счет одновременной работы во всех доступных

сегментах коммерческого рынка пусковых услуг и на рынке государственных заказов по выведению ПН на ОЛО.

3. Определен перспективный спрос на запуски РН семейства «Маяк» в рамках государственной программы США по освоению Луны:

- вариант 1 («Маяк-СТ5») – 10 пусков за 20 лет;
- вариант 2 («Маяк-СТ5», «Маяк-СТ3», «Маяк-С3.9») – 20 пусков за 20 лет;
- вариант 3 («Маяк-СТ6») – 8 пусков за 20 лет;
- вариант 4 («Маяк-СТ6», «Маяк-СТ5», «Маяк-СТ3», «Маяк-С3.9») – 18 пусков за 20 лет.

4. Определен перспективный спрос на запуски РН семейства «Маяк» в рамках коммерческих проектов по выведению ПН на ПГСО, НОО и среднюю орбиту:

- вариант 2,4 («Маяк-СТ3») на ПГСО – 6 пусков; «Маяк-С3.9» на ПГСО – 40 пусков; «Маяк-С3.9» на НОО – 19 пусков.

5. Предложены конкурентоспособные цены на рынке государственного заказа пусков на ОЛО и коммерческих пусков на ПГСО, НОО и среднюю орбиту, которые позволяют претендовать на участие в государственных программах и обеспечивают успех на коммерческом рынке.

Библиографические ссылки

1. Frederic Masson. European space officials outline desired contribution to Deep Space Gateway, URL:<https://spacenews.com/european-space-officials-outline-desired-contribution-to-deep-space-gateway/>, October 26, 2018.
2. Morris Kahn. Moon Landing by Israel's Beresheet Spacecraft Ends in Crash. URL: <https://www.nytimes.com/2019/04/11/science/israel-moon-landing-beresheet.html>, April 11, 2019
3. Karen Northon. NASA Unveils Sustainable Campaign to Return to Moon, on to Mars, URL:<https://www.nasa.gov/feature/nasa->

unveils-sustainable-campaign-to-return-to-moon-on-to-mars, Sept. 26, 2018

Karen Northon. NASA Administrator Statement on Return to Moon in Next Five Years, URL: <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-administrator-statement-on-return-to-moon-in-next-five-years>, March 27, 2019.

4. Sean Potter. NASA Announces New Partnerships for Commercial Lunar Payload Delivery Services, URL: <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-announces-new-partnerships-for-commercial-lunar-payload-delivery-services>, March 28, 2019
5. Yvette Smith. NASA Moon 2024 Budget Amendment Available, Media Teleconference Today, URL: <https://www.nasa.gov/feature/nasa-moon-2024-budget-amendment-available-media-teleconference-today>, May 16, 2019
6. Проект Закону про затвердження Загальнодержавної цільової науково-технічної космічної програми України на 2019-2023 роки № 9457 від 28.12.2018, URL: http://w1.c1.rada.gov.ua/pls/zweb2/webproc4_1?pf3511=65308

Надійшла до редколегії 21.11.2019р.

Сведения об авторах



Величко Лилия Олеговна,
Украина
ГП «КБ «Южное»
Экономист 2 категории
Маркетинговые
исследования в области
освоения Луны



Ермоленко Евгения
Александровна, Украина
ГП «КБ «Южное»
Руководитель отдела
стратегического
планирования и маркетинга
Маркетинговые
исследования в области
освоения Луны

ЗМІСТ

1.	С. А. Барталёв, А. Л. Загора. Распознавание пахотных земель на основе измерений вегетационного индекса	3
2.	І. Д. Савченко, А.М. Кулабухов, В.О. Масальський, А.В. Тищенко. Модель радіолінії з підвищеною інформативністю для низькоорбітального супутника	9
3.	Т. А. Манько, К. В. Козис. Вопросы химии и технологии изготовления резиновых смесей для внутреннего теплозащитного покрытия ракетного двигателя твердого топлива.....	13
4.	С. М. Подольчак Оцінка результатів випробувань на надійність ракетного двигуна на основі логіко-ймовірнісного методу	21
5.	В.А. Пророка, В.І. Ліповський Перспективи застосування анізотричних сітчатих структур в конструкціях адаптерів ракет-носіїв	25
6.	Г. С. Олишевский, И. Г. Олишевский Обоснование рациональной технологии утилизации теплоты системы кондиционирования для горячего теплоснабжения	35
7.	Г.І. Сокол, В.Є. Некрасов, В.С. Жмурко До розрахунку характеристик акустичного поля гвинтів квадрокоптеру	42
8.	Н. С. Ащепкова. Анализ устойчивости программных движений манипулятора с использованием MATHCAD.....	52
9.	О.М. Пономарьов Наземне експериментальне відпрацювання елементів автоматики пневмогідравлічних систем ракетно-космічної техніки	58
10.	С. А. Плетень, А. Н. Петренко. Информационно-измерительная система для электрической ракетной двигательной установки	62
11.	М. С. Хорольський, А. Ф. Санін. Дослідження напружено-деформованого стану металевої арматури в гумотехнічних виробках при їх виготовленні	67
12.	Н. Е. Калинина, Т. В. Носова, А.В. Калинин, С.И. Мамчур, А.А. Шахов, И. А. Мамчур Обработка свариваемых алюминиевых сплавов тугоплавкими модификаторами – эффективный способ повышения свойств	74
13.	А.В. Тищенко, А.М. Кулабухов, В.А. Масальський. Синтез адаптивной системы автоматического управления летательным аппаратом с многомерным ПИ-регулятором	79
14.	О. В. Луць, Г. А. Борщева, Е. Д. Ярмольчук, А. А. Манойленко. Методика расчета программ углового движения космического аппарата при съемке поверхности Земли в режиме площадной съемки	86
15.	И. А. Сидоров, А. А. Манойленко. Математическая модель для решения задачи навигации и угловой ориентации космического аппарата	101
16.	Ю. Д. Шептун, С. В. Спіркін. Керування з редукуванням збурюючих факторів	109
17.	С.В. Клименко, Ю.О. Уколова, О.Д. Клименко. Інформаційна технологія прийняття рішень в задачах моніторингу психічного стану особистості	119
18.	О.М. Падун, Є.Ю. Коваленко, Б.М. Рассамкін, С.В. Остапчук, А.І. Пінчук. Розробка стенду для наземних випробувань системи орієнтації та стабілізації наносупутників серії POLYITAN.....	125
19.	Л. О. Величко, Е. А. Ермоленко. Мировые планы освоения Луны: место ГП «КБ «ЮЖНОЕ».....	131

Наукове видання

**ВІСНИК
ДНІПРОВСЬКОГО УНІВЕРСИТЕТУ**

Серія: РАКЕТНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА

Заснований у 1993 р.

Випуск 22

Українською, російською та англійською мовами

**Свідоцтво про державну реєстрацію друкованого
засобу масової інформації
серія КВ № 23265–13105ПР від 22.03.2018 р.**

Редактор Омельченко Л. В.
Оригінал-макет Ситник В. А.

Підписано до друку 30.12.2019. Формат 70х108/16.
Папір друкарський. Ум. друк. арк. 12,95. Тираж 100 прим. Зам. № 384.

ПП «Ліра ЛТД». вул. Наукова,5, м. Дніпро, 49107.

Свідоцтво про внесення до Державного
реєстру Серія ДК № 6042 від 26.02.2018 р.