

**ДИНАМИКА СИСТЕМ,
МЕХАНИЗМОВ И МАШИН**
**DYNAMICS OF SYSTEMS,
MECHANISMS AND MACHINES**

Издается с ноября 1995 года

Выходит один раз в год

2022

Том 10, № 3

Учредитель
Омский государственный
технический университет

Главный редактор
Д. П. Маевский,
ректор ОмГТУ

Редакционная коллегия:
Е. Г. Андреева, доктор технических наук
Ю. А. Бурьян, доктор технических наук
А. В. Бубнов, доктор технических наук
Л. Г. Варепю, доктор технических наук
О. Т. Данилова, кандидат физ.-мат. наук
С. О. Подгорный, кандидат химических наук
А. В. Зыкина, доктор физ.-мат. наук
А. Г. Козлов, доктор технических наук
В. И. Левченко, кандидат технических наук
В. А. Майстренко, доктор технических наук
К. Л. Панчук, доктор технических наук
В. И. Трушляков, доктор технических наук
А. Г. Михайлов, кандидат технических наук

Ответственный секретарь
О. И. Бабенко, начальник
научно-аналитического отдела ОмГТУ

Компьютерная верстка
Ю. П. Шелехиной

Язык публикаций:
русский, английский

Дата и номер договора о включении
рецензируемого научного издания в систему
Российского индекса научного цитирования:
213-04/2014 от 14.04.2014

Адрес в РИНЦ:
http://elibrary.ru/title_about.asp?id=50500

Адрес редакции:
644050, г. Омск, пр. Мира, 11, каб. Г-209
Контактный телефон:
(3812) 65-35-36
E-mail: fap_omsk@omgtu.tech
Телефон для рекламодателей: 65-35-36

© ОмГТУ, 2022

Подписано в печать 19.12.2022 г.
Формат 60×84¹/₈. Усл. печ. л. 6,25.
Бумага офсетная.
Тираж 300 экз. Заказ 78.

Отпечатано на дупликаторе
в типографии ОмГТУ.
644050, г. Омск, пр. Мира, 11; т. 23-02-12.

СОДЕРЖАНИЕ

**ДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.
ТРАНСПОРТНЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ**

- У. Р. Абдрахимов, В. А. Урбанский**
CFD моделирование движения остатков жидкого топлива
в торовом баке ракеты-носителя.....2
- В. Н. Блинов, В. В. Косицын, А. И. Лукьянчик**
Анализ параметров орбит функционирования орбитальных группировок
малых космических аппаратов с учетом характеристик двигательных
установок.....7
- А. В. Дорошин, А. В. Еременко**
Исследование пространственного движения наноспутника
с ротором-маховиком на электродвигателе в подвижном модуле.....17
- М. М. Дронь, К. И. Жариков**
Термо-прочностной анализ неохлаждаемого композитного сопла
жидкостного ракетного двигателя.....22
- К. И. Жариков, М. М. Дронь**
Анализ применения газовых ракетных двигателей
в двигательных установках космических аппаратов.....28
- Е. В. Леун, А. А. Поляков, С. А. Чалов**
Особенности многовариантного проектирования инерционных
пенетраторов для доставки полезного груза в грунт небесных тел.....36
- Д. А. Новосельцев**
Эксперименты «Импульс-Модель» и «Импульс-Пуск»
на летающих стендах для исследования и совершенствования рабочего
процесса прототипов импульсных двигателей типа «Импульс-а (У)»
и интегрированных с ними конструкций сверхмалых
космических аппаратов ООО «Д-СТАРТ» на базе ОмГТУ.....43

**ДИНАМИКА ТЕПЛОВЫХ
И НИЗКОТЕМПЕРАТУРНЫХ СИСТЕМ**

- А. В. Кульбякина, Н. А. Озеров, П. А. Батраков, Н. А. Морозов**
Аспекты применения эксергии для анализа энергетического
комплекса предприятий переработки углеводородного сырья.....48
- А. Н. Мракин, О. В. Афанасьева, О. Ю. Кулешов, М. А. Агеев,
П. А. Батраков**
Сопоставительный анализ теплотехнических характеристик
продуктов сгорания непроектных газообразных топлив.....55
- Е. Н. Слободина, А. Г. Михайлов, Е. А. Гасс**
Особенности процесса кипения при использовании
наножидкости.....61

ИНФОКОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

- И. В. Богачков, Н. И. Горлов**
Экспериментальные исследования характеристик рассеяния
Мандельштама – Бриллюэна в некоторых разновидностях
оптических волокон.....65
- И. В. Богачков**
Анализ распространения импульсных сигналов с малым временем нарастания
фронта с помощью численных методов.....71
- В. А. Майстренко, О. А. Безродных**
Оценка сетевых угроз безопасности информации для программных
и аппаратных средств медицинских информационных систем.....79
- А. А. Мотовилов, С. С. Лутченко**
Определение средней наработки до отказа инфокоммуникационной системы
с циклично изменяющейся интенсивностью отказов.....87
- А. М. Шабалин, Е. А. Калиберда**
Разработка программно-аппаратного стенда с применением современных
средств виртуализации для изучения компьютерных сетей стандарта
IEEE 802.11.....92

**ДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.
ТРАНСПОРТНЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ**

УДК 378:004

DOI: 10.25206/2310-9793-2022-10-3-2-6

**CFD МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ОСТАТКОВ ЖИДКОГО ТОПЛИВА
В ТОРОВОМ БАКЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ**

**CFD SIMULATION OF THE MOVEMENT OF PROPELLANT RESIDUES
IN THE TORUS TANK OF A LAUNCH VEHICLE**

У. Р. Абдрахимов, В. А. Урбанский

Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

U. R. Abdrahimov, V. A. Urbansky

Omsk State Technical University, Omsk, Russia

Аннотация. В работе рассмотрена проблема остатков топлива в торовом баке отработавшей ступени ракеты-носителя. Проведен анализ существующих методов пассивации остатков топлива в баках в космических аппаратах и отработавших ступенях ракет-носителей. На примере торового бака пероксида водорода первой ступени ракеты-носителя «Союз-2.1в», предложен способ выдува жидких остатков топлива из бака, за счет ввода газа наддува. Под действием центробежных сил остатки пероксида водорода распределяются вдоль стенок бака в виде жидкой пленки. Проведено CFD моделирование тангенсального ввода газа в торовый бак с остатками пероксида водорода. Получены зависимости скорости движения жидкой пленки от скорости ввода газа.

Ключевые слова: тангенсальный ввод газа, пассивация, остатки ракетного топлива, пероксид водорода, торовый бак, ракета-носитель, CFD моделирование

Abstract. The paper considers the problem of fuel residues in the commercial tank of the spent stage of the launch vehicle. The analysis of existing methods of passivation of fuel residues in tanks in spacecraft and spent stages of launch vehicles is carried out. Using the example of the hydrogen peroxide torus tank of the first stage of the Soyuz-2.1v launch vehicle, a method is proposed for blowing liquid fuel residues out of the tank by injecting a boost gas. Under the action of centrifugal forces, the hydrogen peroxide residues are distributed along the walls of the tank in the form of a liquid film. CFD modeling of tangential gas input into a torus tank with hydrogen peroxide residues was carried out. The dependences of the velocity of the liquid film on the gas input velocity are obtained.

Key words: tangential gas injection, passivation, propellant residues, hydrogen peroxide, torus tank, launch vehicle, CFD simulation

I. ВВЕДЕНИЕ

Проблемы ликвидации жидких остатков топлива из баков ступеней ракет и космических аппаратов (КА), оставленных на орбите, в настоящее время представляет собой научно-техническую проблему, рассматриваемую на международном уровне. Топливные баки отработавших ступеней (ОС) ракет-носителей (РН), разгонных блоков (РБ) и КА с невыработанными остатками топлива находясь долгое время на орбите околоземного пространства подвергаются тепловому воздействию от солнечного излучения, механическому воздействию от попадания частиц космического мусора, что приводит к повышенному риску взрыва и, следовательно, к образованию космического мусора.

Требования по решению проблемы ликвидации остатков топлива (пассивации) в топливных баках первоначально было сформулировано в решении технического подкомитета ООН по использованию космического пространства в мирных целях [1], далее в руководстве Межагентского координационного комитета по космическому мусору [2], а также в ГОСТ РФ [3]. Согласно рекомендациям Межагентского координационного комитета по космическому мусору необходима полная ликвидация невыработываемых остатков жидкого ракетного топлива в баках ОС, остающихся на орбитах в околоземном космическом пространстве.

Несколько европейских космических программ пришли к выводу, что полная пассивация остатков газа наддува и компонентов топлива невозможна, и следует обеспечивать условия мягкой пассивации – сбросить давление в баллонах до таких значений, при которых не возникнет его взрыва [4–6].

Согласно проведенному анализу результатов пассивации баллонов отработавших КА европейского космического агентства [7–12], на низкой околоземной орбите у монотопливных КА в баллонах давление составило менее 25% от начальных условий эксплуатации, у двухтопливных КА на геостационарной орбите составило менее 2% от начальных условий эксплуатации.

Требование по ликвидации не вырабатываемых остатков топлива в баках РН целесообразно выполнять и для ОС, которые после отделения от РН, возвращаются в районы падения (морские, сухопутные), находящиеся на поверхности Земли.

Более 50% пусков ракет-носителей (РН), которые реализуются Госкорпорацией «Роскосмос», совершаются РН «Союз». Максимальное техногенное воздействие проявляется в районах падения отработавших боковых блоков РН «Союз» и в 70% случаев возникают пожары [13,14]. Причиной возникновения большого количества пожаров являются проливы остатков компонентов ракетного топлива. Это приводит к пожарам на месте падения, а иногда приводит к жертвам мирного населения [15]. РН типа «Союз-2» будет эксплуатироваться свыше 10 лет, поэтому вопрос снижения техногенного воздействия в районах падения РН типа "Союз-2" является актуальным как сейчас, так и в будущем.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В предлагаемой работе рассматривается возможность решения проблемы пассивации остатков топлива в торовом баке на примере отработавшей первой ступени РН «Союз 2.1в». Предлагается пассивировать остатки пероксида посредством тангенсального ввода газа азота в топливный бак, раскручивания жидкости по стенкам бака, с последующим сбросом образовавшейся жидкой пленки в атмосферу через вскрываемое продольное дренажное отверстие.

Для решения указанной проблемы рассматривается решение следующих задач:

- 1) Разработка схемы пассивации торового бака с остатками пероксида водорода на примере РН «Союз 2.1в»;
- 2) CFD моделирование процесса создания движения жидкости вдоль стенок торового бака за счет тангенсального ввода газа азота;
- 3) Получение зависимости скорости движения жидкой пленки от скорости ввода газа азота.

III. СХЕМА СИСТЕМЫ И ЕЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ

Схема пассивации торового бака с остатками пероксида водорода на примере РН «Союз 2.1в» представлена на рисунке 2.

Функционирование системы происходит следующим образом: после отделения первой ступени РН «Союз 2.1в» в торовый бак с пероксидом водорода тангенсально вводится газ наддува азот, который также хранится в торовом баке (рис.1). В начальный момент времени остатки пероксида расположены хаотично по всему объему бака. Тангенсальный ввод необходим для создания вихревого движения в баке и равномерного распределения остатков пероксида водорода вдоль стенок бака в виде жидкой пленки. Жидкая пленка двигается по стенкам бака и сливается в специально подготовленное продольное дренажное отверстие, например после подрыва пиропатрона.

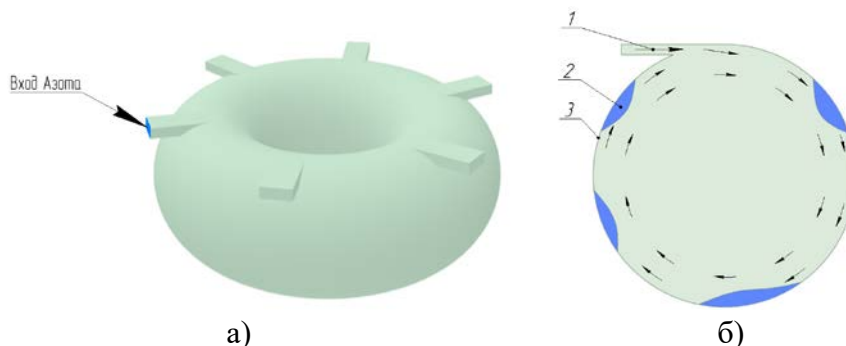


Рис. 1. Схема подачи азота с последующим завихрением:
 а) 3д вид торового бака, б) сечение торового бака с потоками газа.
 1 – Поток азота, 2 – Остатки топлива, 3 – стенка бака

IV. CFD МОДЕЛИРОВАНИЕ

На рис. 2 представлена расчетная 2D модель с построенной сеткой. Разбиение сетки выбрано на четырехугольные участки (Quadrilateral Dominant). Количество элементов сетки – 15597.

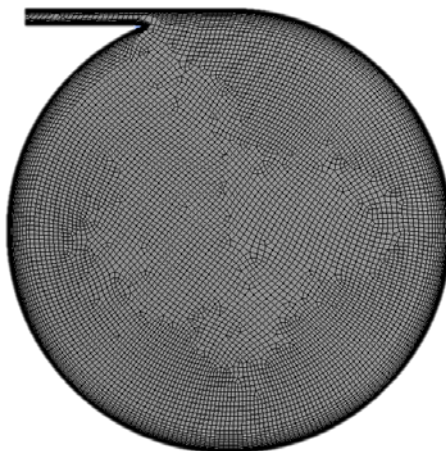


Рис. 2. Разбиение расчетной сетки 2D модели

При моделировании в ПО Ansys Fluent были выбраны следующие настройки:

Выбрана мультифазная модель “Volume of Fluid”, в которой используется общее уравнение движения, объемная доля каждой фазы отслеживается по всей вычислительной области. Фазы не могут перемешиваться и проникать одна в другую. Модель турбулентности (вязкости) выбрана “SST $k - \omega$ (2 eqn)”, данная модель обеспечивают правильное описание пристенной турбулентности. Допущения: Теплообмен между стенкой, жидкостью и газом не учитывается, стенка является гладкой, плотности газа азота и ПВ являются константами.

Исходные данные и начальные условия моделирования:

Начальное давление азота на входе и в баке постоянное и равно $P = 0.15$ Мпа, Температура газа на входе и внутри бака $T = 300$ К. Сила тяжести направлена вниз $g = 9.81$ м/с². ПВ имеет стандартную динамическую вязкость $\nu = 0.001828$ кг/(м · с). На рис. 3 показано исходное положение остатков ПВ, где красным отмечена фаза газа «азота», синим жидкая фаза «ПВ».

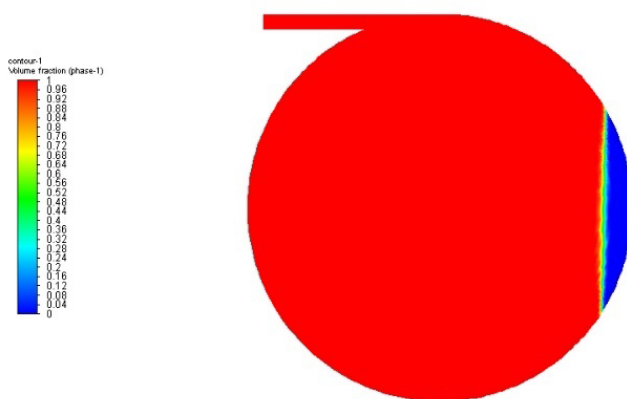


Рис. 3. Исходное положение ПВ

V. РЕЗУЛЬТАТЫ CFD МОДЕЛИРОВАНИЯ

Проведен расчет для разных скоростей 1 м/с, 2 м/с и 5 м/с, для определения поведения жидкости после подачи газа через 1 секунду, дальше жидкость стекает вниз под силой тяжести и совершает затухающие колебания. Результаты расчета приведены на рис. 4-6.

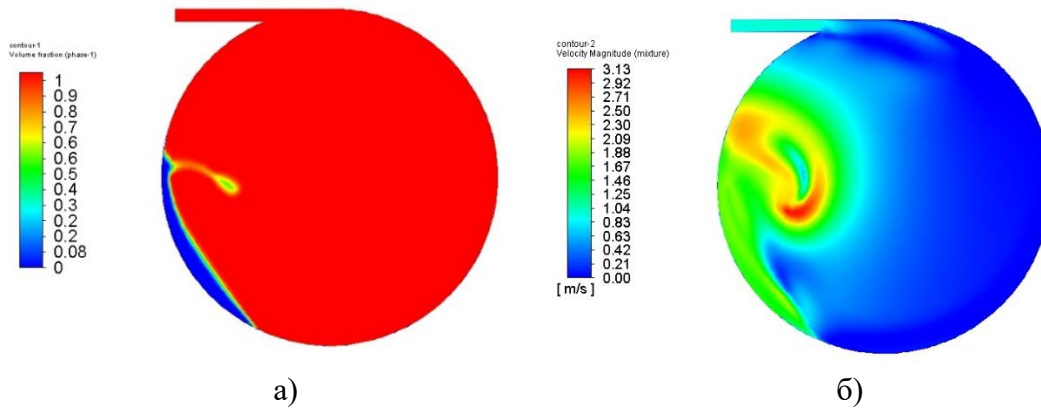


Рис. 4. Моделирование при скорости ввода 1 м/с через 1 секунду:
 а) Контур объемной доли ПВ в баке; б) Контур распределения скоростей

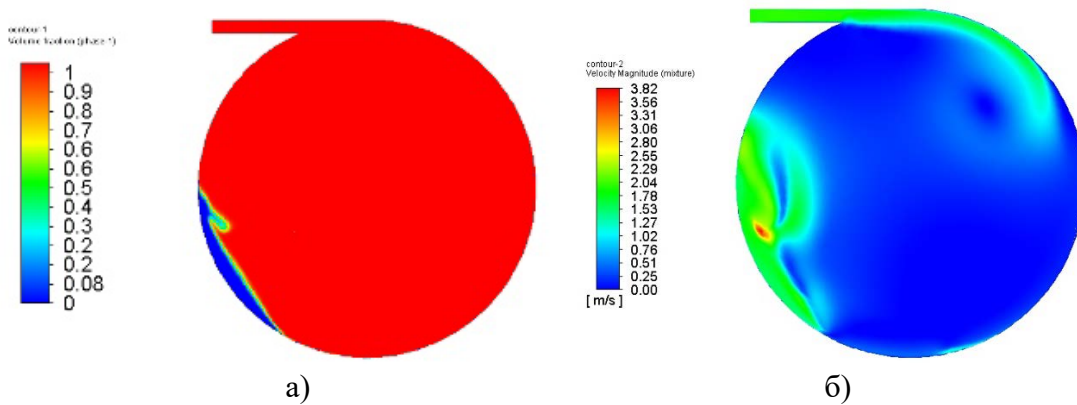


Рис. 5. Моделирование при скорости ввода 2 м/с через 1 секунду:
 а) Контур объемной доли ПВ в баке; б) Контур распределения скоростей

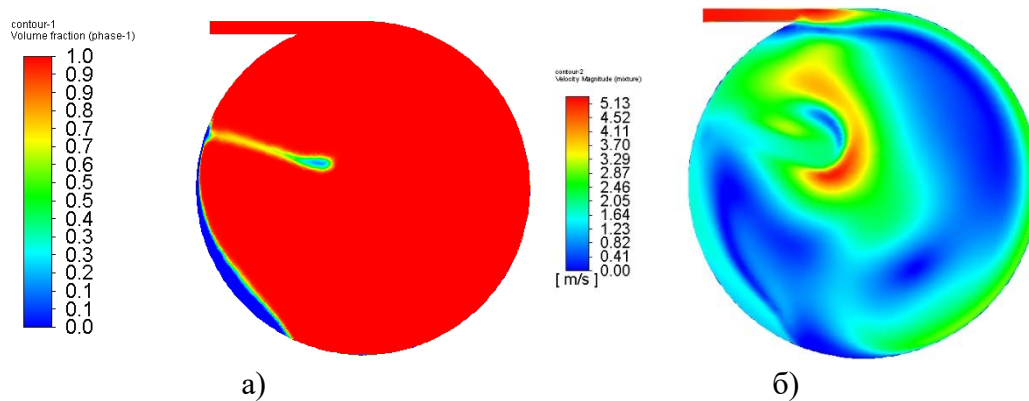


Рис. 6. Моделирование при скорости ввода 5 м/с через 1 секунду:
 а) Контур объемной доли ПВ в баке; б) Контур распределения скоростей

Как следует из результатов моделирования, что с увеличением скорости ввода газа азота, соответственно и увеличивается скорость движения жидкой пленки по стенке бака. В каждом расчетном случае, при достижении жидкой пленки середины тора, следует отрыв капель жидкости от пленки и их захват центробежным потоком. При большей скорости ввода газа (5 м/с) жидкая пленка более растянута по стенке, что упрощает отрыв капель жидкости, которые уносит к центру тора газовым потоком. При скоростях ввода газа 1 и 2 м/с капли

отрываются ближе к поверхности пленки, после чего под действием силы тяжести и движением газового потока их возвращает к жидкой пленке.

V. Выводы

Рассмотрена проблема остатков топлива в торовом баке отработавшей ступени ракеты-носителя.

Проведен анализ существующих методов пассивации остатков топлива в баках в космических аппаратах и отработавших ступенях ракет-носителей.

На примере торового бака ПВ первой ступени ракеты-носителя «Союз-2.1в», предложен способ выдува жидких остатков топлива из бака, за счет ввода газа наддува.

При увеличении скорости ввода газа азота увеличивается скорость движения жидкой пленки, пленка больше растягивается по стенке бака, что упрощает отрыв капель жидкости, которые уносит к центру тора газовым потоком. При скоростях ввода газа 1 и 2 м/с капли отрываются ближе к поверхности пленки, после чего под действием силы тяжести и движением газового потока их возвращает к жидкой пленке.

ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ

Работа выполнена в рамках программы развития университета «Приоритет 2030»

БЛАГОДАРНОСТИ

Научный руководитель: д. т. н. проф. кафедры «Авиа- и Ракетостроение» Трушляков В.И.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. The United Nations General Assembly Resolution A/RES/62/217 [Electronic resource]. URL: http://www.unoosa.org/pdf/gares/ARES_62_217E.pdf.
2. Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. IADC Space Debris Mitigation Guidelines: IADC-02-01. IADC, 2020.
3. ГОСТ Р 52925-2018. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства от 21 сентября 2018 - docs.cntd.ru [Electronic resource]. URL: <https://docs.cntd.ru/document/1200160559> (accessed: 21.06.2022).
4. Bewick C., Meyer J.-C., Lau M., Peukert M. Industry Processes for Space Debris Mitigation in Early Mission Definition for LEO Satellites: Current State and Room for Improvement. 2017. Vol. 672.
5. Briot D. Impacts of The Space Debris Mitigation Rules On the Spacecraft Design in Airbus Defence and Space // Proc. 7th Eur. Conf. Space Debris Darmstadt Ger. 2017.
6. Darneès H., Duchevet F. With the Disposal of DEMETER and ESSAIM Satellites, CNES gives an Example of French Space Act Compliance // Safer Space Safer World. 2012. Vol. 699, is. 48.
7. Salomé R. The propulsion subsystem of the CNES microsatellite product line // Spacecr. Propuls. 2000. P. 99.
8. Dethienne N., Cornu N. Design and Development of Propulsion Subsystem for Small Satellite Applications // Eur. Spacecr. Propuls. Conf. 1997. P. 77.
9. Pillet N., Gibek I., Equios P. TDF2 satellite propulsion system passivation // 36 th AIAAASMEASAEASEE Jt. Propuls. Conf. Exhib. 2000. P. 3548.
10. Guerry A., Moussi A., Sartine C., Beaumet G. Helios1A EoL: A Success. For the first Time a Long Final Thrust Scenario, Respecting the French Law on Space Operations // Saf. Option Proc. 6th IAASS Conf. 2013. P. 14.
11. Appaix F., Boddaert C., Bellido E., Hobbs L. Eutelsat 2 FM4 spacecraft end of life operations and propulsion passivation // 4th Int. Spacecr. Propuls. Conf. 2004.
12. Varinois A. Telecom 2 End of Life Operations-Moving Stakes, Solutions and Reality // Saf. Option Proc. 6th IAASS Conf. 2013. P. 18.
13. Королева Т. В., Шарапова А. В., Кречетов П. П. Сравнительный Анализ Воздействия Пусков Ракет-Носителей “Союз” И “Протон” На Окружающую Среду. ООО "Издательство “Спутник+,” 2016. P. 58–69.
14. Koroleva T.V. [et al.]. The environmental impact of space transport // Transp. Res. Part Transp. Environ. 2018. Vol. 58. Pp. 54–69.
15. На пожаре от падения ступеней “Союза” в Казахстане погиб водитель КамАЗа [Electronic resource] // vesti.ru. URL: <https://www.vesti.ru/article/1569749> (accessed: 21.06.2022).

УДК 629.764

DOI: 10.25206/2310-9793-2022-10-3-7-16

АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВОК МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

ANALYSIS OF THE PARAMETERS OF THE ORBITS OF THE FUNCTIONING OF ORBITAL GROUPINGS OF SMALL SPACECRAFT, TAKING INTO ACCOUNT THE CHARACTERISTICS OF PROPULSION SYSTEMS

В. Н. Блинов, В. В. Косицын, А. И. Лукьянчик

Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

V. N. Blinov, V. V. Kositsin, A. I. Lukyanchik

Omsk State Technical University, Omsk, Russia

Аннотация. Рассмотрены вопросы формирования высот круговых орбит функционирования малых космических аппаратов с заданным сроком существования с учетом характеристик электротермических двигательных установок при развертывании орбитальных группировок.

Приведены результаты численных исследований, определены оптимальные пути формирования орбит функционирования малых космических аппаратов по критерию минимальных массовых затрат на двигательные установки.

Ключевые слова: Двигательная установка, малый космический аппарат, межорбитальное маневрирование, орбита функционирования, орбитальная группировка, срок активного существования, увод орбиты функционирования.

Abstract. The issues of the formation of the height of circular orbits of the functioning of small spacecraft with a given lifetime, taking into account the characteristics of electrothermal propulsion systems during the deployment of orbital groupings, are considered.

The results of numerical studies are presented, optimal ways of forming orbits for the functioning of small spacecraft are determined by the criterion of minimum mass costs for propulsion systems.

Keywords: Propulsion system, small spacecraft, interorbital maneuvering, orbit of functioning, orbital grouping, period of active existence, withdrawal from the orbit of functioning.

I. ВВЕДЕНИЕ

Современный этап освоения космического пространства с использованием малых космических аппаратов (МКА) характеризуется созданием низкоорбитальных группировок для получения принципиально новых возможностей при решении прикладных и научных задач [1 – 4]. Эффективность орбитальной группировки повышается использованием маневрирующих МКА [2, 5, 6].

Так, компания SpaceX США продолжает наращивать орбитальную группировку МКА «Starlink» массой 250 кг в нескольких десятках тысяч МКА для развертывания сети интернет [2]. Орбитальная группировка дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) – компании Planet Labs Inc США насчитывает около 260 наноспутников формфактора CubeSat массой 5 – 6 кг [3].

В рамках отечественного проекта «Сфера» для орбитальной группировки «Марафон» предполагается создать 264 МКА массой 50 кг, функционирующих на высоте 750 км [4].

Орбитальные группировки МКА могут располагаться на разных орбитах. Так, группировка МКА «Starlink» будет состоять из 9 слоев, находящихся на орбитах с высотой 340 км, 346 км, 350 км, 360 км, 525 км, 530 км, 535 км, 604 км, 614 км (первоначально рассматривалась орбита 1100 км).

Основными требованиями к МКА в составе орбитальных группировок является низкая стоимость МКА, позволяющая рассматривать МКА как восполняемый элемент группировки при выходе его из строя, а также исключение засорения околоземного пространства неисправными МКА.

Задачами маневрирования МКА при построении орбитальной группировки при помощи собственных двигательных установок (ДУ) рассматриваются: выведение на рабочую орбиту функционирования с опорной орбиты, разведение МКА, поддержание срока активного существования (САС) на орбите, увод МКА с орбиты функционирования на орбиту утилизации.

В этом случае стоимость ДУ, определяемая массовыми характеристиками топливного бака ДУ с учетом массы используемого топлива на реализацию требуемой характеристической скорости, во многом определяет стоимость самого МКА.

Критерию цена/качество удовлетворяют электротермические (электронагревные) ДУ с электротермическими микродвигателями (ЭТМД), созданные образцы которых успешно использованы в составе ряда МКА массой до 300 кг и более [5, 6].

При использовании электротермических ДУ с ЭТМД актуальной является задача по выбору орбитальных параметров группировки МКА, оптимальных к ДУ по критерию «массовые характеристики ДУ».

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для исследований рассмотрен МКА массой 200 кг с ДУ с ЭТМД в соответствии с рисунком 1.

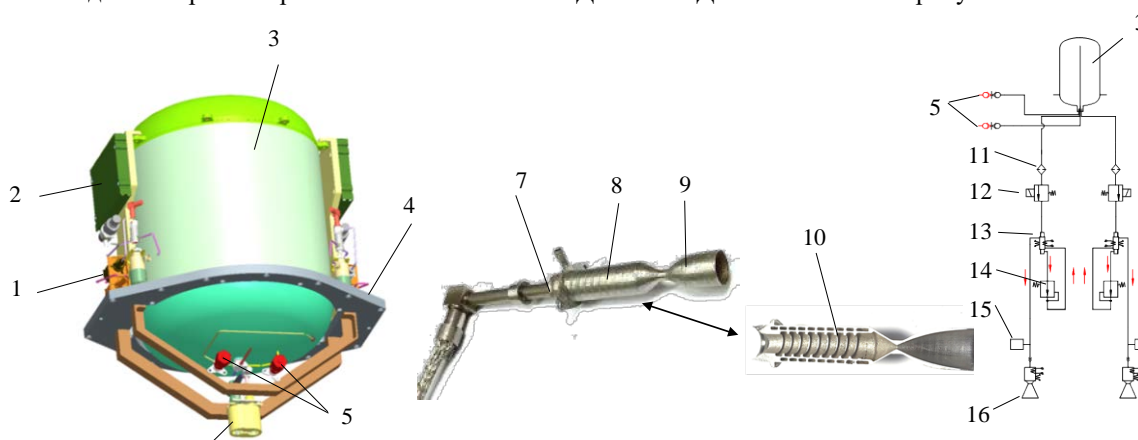


Рис. 1. Общий вид и пневмогидравлическая схема ДУ с ЭТМД:

1 – блок автоматики; 2 – блок управления ДУ; 3 – масштабируемый топливный бак; 4 – конструкция; 5 – заправочная и дренажная муфты; 6 – блок ЭТМД (2 шт.); 7 – автономный нагревательный элемент; 8 – корпус ЭТМД с газовадами; 9 – сопло; 10 – газовады ЭТМД; 11 – фильтр; 12 – электроклапан; 13 – испаритель; 14 – регулятор давления; 15 – датчик давления; 16 – ЭТМД

По своему конструктивному построению ДУ с ЭТМД наиболее специализированы для создания низкоорбитальных орбитальных группировок маневрирующих МКА различного назначения из-за простоты конструкции, доступных и дешевых компонентов топлива (например, аммиак, фреон R134-A) и надежности функционирования.

Ставится задача по анализу параметров орбит функционирования МКА с определением характеристик ДУ, обеспечивающих выход МКА на рабочую орбиту и функционирование на ней. При этом орбитальная группировка строится в ходе группового запуска МКА ракетой-носителем (РН) по схеме выведения с использованием опорной орбиты.

Поставленная задача решается с определением характеристик ДУ, обеспечивающих выполнение следующих видов орбитальных маневров:

- выведение МКА с опорной орбиты $H_{оп} = 200$ км на круговую орбиту функционирования $H_{кр} = H_{кр}^{зад}$;
- разведение МКА по орбите функционирования;
- поддержание срока активного существования МКА на орбите функционирования $\tau_{САС} = \tau_{САС}^{зад}$;
- увод МКА на орбиту утилизации с заданным временем существования $\tau_{сущ} = \tau_{сущ}^{зад}$.

В качестве основных характеристик ДУ принимается:

- требуемое значение характеристической скорости, реализуемой ДУ с ЭТМД в составе МКА для выполнения орбитальных маневров;
- запасы топлива на реализацию характеристической скорости;
- масса топливного бака ДУ с устройствами крепления для полученных запасов топлива.

III. ТЕОРИЯ

Требуемое значение характеристической скорости, реализуемой ДУ с ЭТМД в составе МКА, определяется выражением:

$$V_{\text{хар}} = V_{\text{хар}}^{\text{тр}} = V_{\text{хар}}^{\text{М}} + V_{\text{хар}}^{\text{раз}} + V_{\text{хар}}^{\text{САС}} + V_{\text{хар}}^{\text{ув}}, \quad (1)$$

где $V_{\text{хар}}^{\text{М}}$ – характеристическая скорость при переходе МКА с опорной орбиты на орбиту функционирования;

$V_{\text{хар}}^{\text{раз}}$ – характеристическая скорость на разведение МКА по орбите;

$V_{\text{хар}}^{\text{САС}}$ – характеристическая скорость на поддержание заданного САС;

$V_{\text{хар}}^{\text{ув}}$ – характеристическая скорость на увод МКА с орбиты функционирования на орбиту утилизации с заданным сроком существования.

Характеристическая скорость маневра $V_{\text{хар}}^{\text{М}} = \Delta V_1 + \Delta V_2$ определяется из выражения для двух импульсного перехода между компланарными круговыми орбитами [7, 10]:

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \left(\sqrt{\frac{2r}{r_0+r}} - 1 \right), \quad \Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_0}{r_0+r}} \right), \quad (2)$$

где $\mu = 3.98614 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли; r_0 – высота начальной орбиты.

Затраты характеристической скорости $V_{\text{хар}}^{\text{раз}}$ на разведение по круговой орбите МКА зависят от времени разведения. При минимальном времени разведения (половина времени тратится на разгон, а вторая половина на торможение), затраты $V_{\text{хар}}^{\text{раз}}$ будут максимальными.

Затраты $V_{\text{хар}}^{\text{раз}}$ могут быть уменьшены путем увеличения времени разведения за счет пассивного участка полета МКА. Выражение для определения $V_{\text{хар}}^{\text{раз}}$ имеет вид [7, 10]:

$$V_{\text{хар}}^{\text{раз}} = \frac{2}{3} \frac{r}{\tau_{\text{раз}}} \Delta \varphi, \quad (3)$$

где r – высота конечной орбиты (орбиты функционирования); $\tau_{\text{раз}}$ – время разведения; $\Delta \varphi$ – угол разведения.

Затраты характеристической скорости $V_{\text{хар}}^{\text{САС}}$ для обеспечения САС путем компенсации аэродинамического торможения МКА определяются выражением [7, 10]:

$$V_{\text{хар}}^{\text{САС}} = \frac{\mu C_6 \rho_M 86400}{r_c} \tau_{\text{САС}}, \quad (3)$$

где C_6 – баллистический коэффициент; ρ_M – плотность верхней атмосферы;

$$r_c = a_c = a_0 - \frac{\varepsilon}{a_0 \mu} \left(1 - \frac{\sin^2 i_0}{2} \right) - \text{средний радиус орбиты};$$

a_c – большая полуось средней орбиты; $\varepsilon = 0.263327 \cdot 10^{26}$ – константа потенциала нормального поля притяжения Земли, $\tau_{\text{САС}}$ – САС МКА (суточное).

Расчет затрат характеристической скорости на увод МКА на орбиту утилизации связан с расчетом времени баллистического существования МКА $\tau_{\text{сущ}}$ [7, 10]:

$$\tau_{\text{сущ}} = \frac{e_0^2}{2D} \left(1 - \frac{11}{6} e_0 + \frac{29}{16} e_0^2 + \frac{7}{8} \frac{H}{a_0} \right), \quad (4)$$

где e_0 и a_0 – эксцентриситет и большая полуось орбиты утилизации; H – высота однородной атмосферы;

$D = \frac{n_0 \chi \rho_0 a_0 I_1(\xi_0)}{\exp(\xi_0 + e_0)}$; $n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a_0^3}} \left(1 - \frac{3}{2} \varepsilon^2 (1 - e_0^2) (1 - \sin^2 i) \right)$; ρ_0 – плотность атмосферы в перигее орбиты утилизации, $I_1(\xi_0)$ – функция Бесселя мнимого аргумента, $\mu = 3.98614 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли; $\varepsilon = \frac{209.729}{a_0(1 - e_0^2)}$; i_0 – наклонение плоскости орбиты; $\chi = \frac{C_x S_{\text{мид}}}{m_{\text{МНС}}}$ – коэффициент; $C_x = 2.2 - 2.5$ – коэффициент

аэродинамического сопротивления.

По международным требованиям время баллистического существования МКА на орбите утилизации не должно превышать 25 лет. Индекс солнечной активности F_0 принят постоянным и равным его средней интегральной величине на 11-летнем цикле. В расчётах принято $F_{0,\text{ср}} = 175 \cdot 10^{-22} \text{ Вт Гц/м}^2$.

Скорость торможения для перехода МКА на орбиту утилизации определяется выражением:

$$\Delta V = V_{\text{кр}} \sqrt{3 - \frac{R_{\text{кр}}}{a_0} - 2\sqrt{1 - e_0}}; \quad V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{gR_3^2}{R_{\text{кр}}}}, \quad (5)$$

Для ДУ с ЭТМД при холодном запуске ЭТМД потребные запасы топлива для реализации целевой функции могут быть оценены при помощи уравнения, учитывающего тягу выход на режим ДУ и ее функционирование после выхода на режим [6, 7, 9]:

$$V_{\text{хар}} = -g_0 P_{\text{уд}}^{\text{B}} \ln \left(\frac{M_{\text{МКА}} - \frac{P_{\text{ЭТМД}}}{P_{\text{уд}}^{\text{P}}} T^{\text{P}} (N - 1) - \frac{P_{\text{ЭТМД}}}{P_{\text{уд}}^{\text{B}}} T^{\text{B}} N}{M_{\text{МКА}} - \frac{P_{\text{ЭТМД}}}{P_{\text{уд}}^{\text{P}}} T^{\text{P}} (N - 1)} \right) - g_0 P_{\text{уд}}^{\text{P}} \ln \left(\frac{M_{\text{МКА}} - \frac{P_{\text{ЭТМД}}}{P_{\text{уд}}^{\text{B}}} T^{\text{B}} N - \frac{P_{\text{ЭТМД}}}{P_{\text{уд}}^{\text{P}}} T^{\text{P}} N}{M_{\text{МКА}} - \frac{P_{\text{ЭТМД}}}{P_{\text{уд}}^{\text{B}}} T^{\text{B}} N} \right), \quad (6)$$

где $P_{\text{уд}}^{\text{B}}$ – средний удельный импульс тяги ЭТМД при выходе на режим; $P_{\text{уд}}^{\text{P}}$ – средний удельный импульс тяги ЭТМД после выхода на режим; $M_{\text{МКА}}$ – стартовая масса МКА; $P_{\text{ЭТМД}}$ – тяга ЭТМД; T^{B} – время выхода ЭТМД на режим; T^{P} – время работы ЭТМД на режиме; N – количество включений ДУ.

Масса ДУ без массы топлива определяется выражением:

$$m_{\text{ДУ}} = m_{\text{тб}}(V_{\text{хар}}) + m_{\text{ктб}}(V_{\text{хар}}) + m_{\text{авт}} + m_{\text{ЭТМД}} + m_{\text{БВДУ}} + m_{\text{БКС}}, \quad (7)$$

где $m_{\text{тб}}(V_{\text{хар}})$ – масса топливного бака; $m_{\text{ктб}}(V_{\text{хар}})$ – масса конструкции крепления топливного бака и автоматики; $m_{\text{авт}}$ – масса автоматики ДУ; $m_{\text{ЭТМД}}$ – масса ЭТМД; $m_{\text{БВДУ}}$ – масса блока управления ДУ; $m_{\text{БКС}}$ – масса бортовой кабельной сети.

Обобщенная масса топливного бака в зависимости от требуемой характеристической скорости:

$$m_{\text{б}}(V_{\text{хар}}^{\text{тп}}) = m_{\text{тб}}(V_{\text{хар}}) + m_{\text{ктб}}(V_{\text{хар}}). \quad (8)$$

где $m_{\text{ктб}} = m_{\text{лож}} + m_{\text{пл}}$ – масса конструкции топливного бака (масса ложементов и платы).

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Рассмотрена ДУ на самовытесняемом компоненте топлива фреоне R134-A с характеристиками:

- тяга ЭТМД $P_{ЭТМД} = 30$ мН;
 - средний удельный импульс тяги ЭТМД при выходе на режим $P_{уд}^B = 187$ с;
 - средний удельный импульс тяги ЭТМД после выхода на режим $P_{уд}^P = 220$ с;
 - время выхода ЭТМД на режим $T^B = 900$ с;
 - время работы ЭТМД на режиме $T^P = 300$ с.
- Постоянные массы ДУ составляют: $m_{авт} = 0.526$ кг; $m_{ЭТМД} = 0.072$ кг; $m_{БУДУ} = 0.15$; $m_{БКС} = 0.19$ кг.

Расчеты показали, что затраты характеристической скорости разведения МКА $V_{хар}^{раз}$ для рассматриваемого диапазона орбит $H_{кр} = (300-900)$ км при времени разведения $\tau_{раз} = 3600$ с находятся в диапазоне $V_{хар}^{раз} = (0.5-4.0)$ м/с и не являются определяющими для анализа орбит функционирования МКА с учетом параметров ДУ.

Поэтому, анализ параметров орбит функционирования МКА с учетом характеристик ДУ проведен для следующих видов орбитальных маневров:

- выведение МКА с опорной орбиты $H_{оп} = 200$ км на круговую орбиту функционирования $H_{кр} = H_{кр}^{зад}$;
- поддержание срока активного существования МКА на орбите функционирования: $\tau_{САС} = \tau_{САС}^{зад} = 3$ года;
- увод МКА на орбиту утилизации с заданным временем существования $\tau_{сущ} = \tau_{сущ}^{зад} = 25$ лет.

Результаты численных исследований приведены в таблицах 1 – 8 и на рисунках 2, 3..

ТАБЛИЦА 1
ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЗАДАЧ ОРБИТАЛЬНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ МКА
($H_{кр} = 300$ КМ)

№	Параметр	$m_{МКА}=200$ кг; $H_{оп}=200$ км; $H_{кр}=300$ км					
1	S_M, M^2	1.2	1.3	1.4	1.5	1.55	1.6
2	$T^{сac}, лет$	3	3	3	3	3	3
3	$V_{хар}^M, м/с$	58	58	58	58	58	58
4	$V_{хар}^{раз}, м/с$	1325	1435	1545	1655	1711	1766
5	$V_{хар}^{уб}, м/с$	$V_{хар}^{уб}=0$: самоувод \approx за 1 год					
6	$V_{хар}^{тр}, м/с$	1383	1493	1603	1713	1769	1824
7	$m_T, кг$	95	100	105	109	111	113
8	$m_{об}, кг$	23.9	25.1	26.2	27.1	27.6	28.1

ТАБЛИЦА 2
ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЗАДАЧ ОРБИТАЛЬНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ МКА
($H_{кр} = 350$ КМ)

№	Параметр	$m_{МКА}=200$ кг; $H_{оп}=200$ км; $H_{кр}=350$ км					
1	S_M, M^2	1.2	1.3	1.4	1.5	1.55	1.6
2	$T^{сac}, лет$	3	3	3	3	3	3
3	$V_{хар}^M, м/с$	87	87	87	87	87	87
4	$V_{хар}^{раз}, м/с$	428	464	500	535	553	571
5	$V_{хар}^{уб}, м/с$	$V_{хар}^{уб}=0$: самоувод \approx за 2 года					
6	$V_{хар}^{тр}, м/с$	515	551	587	622	640	658
7	$m_T, кг$	45	48	51	53	54	56
8	$m_{об}, кг$	12.0	12.7	13.5	13.9	14.2	14.7

ТАБЛИЦА 3

ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЗАДАЧ ОРБИТАЛЬНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ МКА
($H_{кр} = 400$ КМ)

№	Параметр	$m_{мка}=200$ КГ; $H_{оп}=200$ КМ; $H_{кр}=400$ КМ					
1	S_M, M^2	1.2	1.3	1.4	1.5	1.55	1.6
2	$T^{сac}$, год	3	3	3	3	3	3
3	$V_{хар}^M$, м/с	116	116	116	116	116	116
4	$V_{хар}^{раз}$, м/с	177	192	206	221	229	236
5	$V_{хар}^{уб}$, м/с	$V_{хар}^{уб}=0$: самоувод \approx за 3 года					
6	$V_{хар}^{тр}$, м/с	293	308	322	337	345	352
7	m_T , КГ	28	29	30	32	32	33
8	$m_{об}$, КГ	7.8	8.1	8.3	8.8	8.8	9.1

ТАБЛИЦА 4
ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЗАДАЧ ОРБИТАЛЬНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ МКА
($H_{кр} = 500$ КМ)

№	Параметр	$m_{мка}=200$ КГ; $H_{оп}=200$ КМ; $H_{кр}=500$ КМ					
1	S_M, M^2	1.2	1.3	1.4	1.5	1.55	1.6
2	$T^{сac}$, год	3	3	3	3	3	3
3	$V_{хар}^M$, м/с	172	172	172	172	172	172
4	$V_{хар}^{раз}$, м/с	43	46	50	54	55	57
5	$V_{хар}^{уб}$, м/с	$V_{хар}^{уб}=0$: самоувод \approx за 5 лет					
6	$V_{хар}^{тр}$, м/с	215	218	222	226	227	229
7	m_T , КГ	21	21	22	22	22	22
8	$m_{об}$, КГ	6.1	6.1	6.3	6.3	6.3	6.3

ТАБЛИЦА 5
ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЗАДАЧ ОРБИТАЛЬНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ МКА
($H_{кр} = 600$ КМ)

№	Параметр	$m_{мка}=200$ КГ; $H_{оп}=200$ КМ; $H_{кр}=600$ КМ					
1	S_M, M^2	1.2	1.3	1.4	1.5	1.55	1.6
2	$T^{сac}$, год	3	3	3	3	3	3
3	$V_{хар}^M$, м/с	226	226	226	226	226	226
4	$V_{хар}^{раз}$, м/с	13	15	16	17	17	18
5	$V_{хар}^{уб}$, м/с	$V_{хар}^{уб}=0$: самоувод \approx за 7 лет					
6	$V_{хар}^{тр}$, м/с	239	241	242	243	243	244
7	m_T , КГ	23	23	23	23	23	24
8	$m_{об}$, КГ	6.6	6.6	6.6	6.6	6.6	6.8

ТАБЛИЦА 6
 ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЗАДАЧ ОРБИТАЛЬНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ МКА
 ($H_{кр} = 700$ КМ)

№	Параметр	$m_{мка}=200$ кг; $H_{оп}=200$ км; $H_{кр}=700$ км					
1	S_M, M^2	1.2	1.3	1.4	1.5	1.55	1.6
2	$T^{сac}$, год	3	3	3	3	3	3
3	$V_{хар}^M$, м/с	280	280	280	280	280	280
4	$V_{хар}^{раз}$, м/с	5	5	6	6	6	7
5	$V_{хар}^{уб}$, м/с	13	10	6	3	2	1
6	$V_{хар}^{тр}$, м/с	298	295	292	289	288	288
7	m_T , кг	28	28	28	27	27	27
8	$m_{об}$, кг	7.8	7.8	7.8	7.6	7.6	7.6

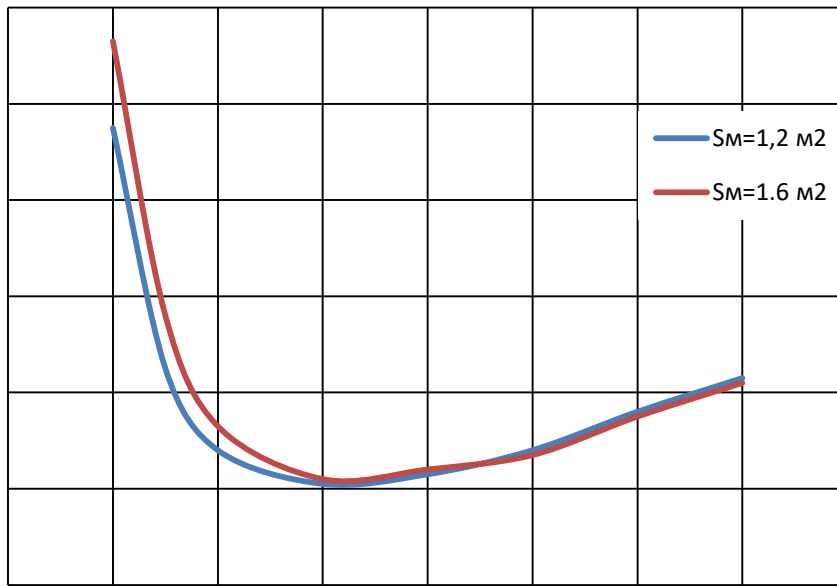
ТАБЛИЦА 7
 ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЗАДАЧ ОРБИТАЛЬНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ МКА
 ($H_{кр} = 800$ КМ)

№	Параметр	$m_{мка}=200$ кг; $H_{оп}=200$ км; $H_{кр}=800$ км					
1	S_M, M^2	1.2	1.3	1.4	1.5	1.55	1.6
2	$T^{сac}$, год	3	3	3	3	3	3
3	$V_{хар}^M$, м/с	332	332	332	332	332	332
4	$V_{хар}^{раз}$, м/с	2	2	2	2	3	3
5	$V_{хар}^{уб}$, м/с	58	55	52	49	48	47
6	$V_{хар}^{тр}$, м/с	392	389	386	383	383	382
7	m_T , кг	36	36	36	35	35	35
8	$m_{об}$, кг	9.8	9.8	9.8	10.1	10.1	10.1

ТАБЛИЦА 8
 ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЗАДАЧ ОРБИТАЛЬНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ МКА
 ($H_{кр} = 900$ КМ)

№	Параметр	$m_{мка}=200$ кг; $H_{оп}=200$ км; $H_{кр}=900$ км					
1	S_M, M^2	1.2	1.3	1.4	1.5	1.55	1.6
2	$T^{сac}$, год	3	3	3	3	3	3
3	$V_{хар}^M$, м/с	384	384	384	384	384	384
4	$V_{хар}^{раз}$, м/с	1	1	1	1	1	1
5	$V_{хар}^{уб}$, м/с	97	94	91	89	88	87
6	$V_{хар}^{тр}$, м/с	482	479	476	474	473	472
7	m_T , кг	43	43	43	42	42	42
8	$m_{об}$, кг	11.5	11.5	11.5	11.3	11.3	11.3

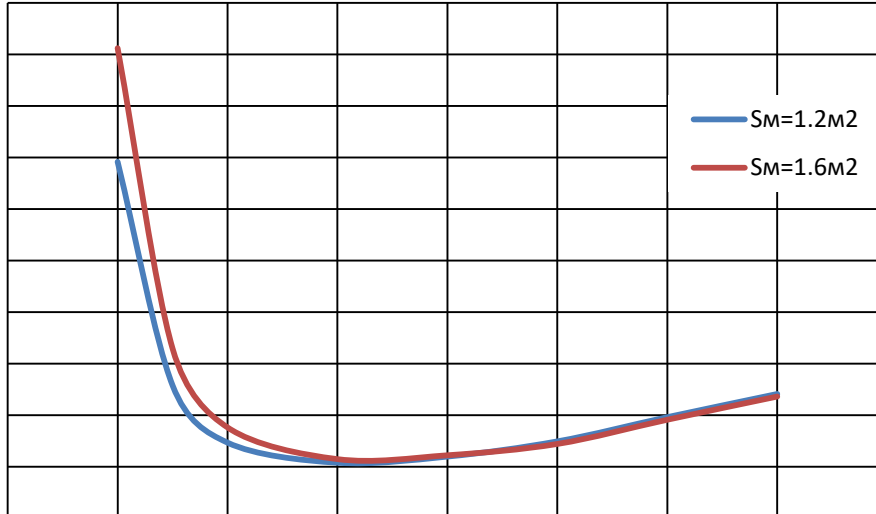
тг, кг



$H_{кр}$, км

Рис. 2. Требуемая масса топлива ДУ на реализацию орбитальных маневров МКА: подъем орбиты, поддержание САС МКА, увод с орбиты

$V^{трхар}$, м/с



$H_{кр}$, км

Рис. 3. Требуемая характеристическая скорость на реализацию орбитальных маневров МКА: подъем орбиты, поддержание САС МКА, увод с орбиты

Низкая орбита $H_{кр} = 400$ км рассматриваться как наиболее привлекательная для МКА ДЗЗ, поэтому рассмотрен вариант МКА с $\tau_{САС} = \tau_{САС}^{зад} = 2$ года для данной орбиты (таблица 9).

ТАБЛИЦА 9
 ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЗАДАЧ ОРБИТАЛЬНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ МКА
 ($H_{кр} = 400$ КМ)

№	Параметр	$m_{МКА}=200$ кг; $H_{оп}=200$ км; $H_{кр}=400$ км					
1	$S_M, м^2$	1.2	1.3	1.4	1.5	1.55	1.6
2	$T^{сac}, год$	2	2	2	2	2	2
3	$V_{хар}^M, м/с$	116	116	116	116	116	116
4	$V_{хар}^{раз}, м/с$	118	128	138	147	152	157
5	$V_{хар}^{ув}, м/с$	$V_{хар}^{ув}=0$: самоувод \approx за 3 года					
6	$V_{хар}^{тр}, м/с$	234	244	254	263	268	273
7	$m_T, кг$	23	24	24	25	26	26

Анализ результатов численных исследований показывает, что для принятой схемы выведения МКА с доведением с опорной орбиты $H_{кр}=200$ км при помощи собственной ДУ и осуществлением маневров по поддержанию САС 3 года, а также по уводу МКА на орбиту утилизации с временем существования 25 лет, начиная с $H_{кр}=700$ км, минимальные затраты характеристической скорости и массы топлива на ее реализацию достигаются для орбиты $H_{кр}=500$ км, для которой:

- суммарные затраты характеристической скорости находятся в диапазоне $V_{хар}^{тр} = (215 - 229)$ м/с для МКА с площадью миделевого сечения $S_M=(1.2 - 1.6)$ м²;
- затраты топлива ДУ на реализацию данной характеристической скорости составляют $m_T = (21 - 22)$ кг;
- масса топливного бака $m_{об} = (6.1 - 6.3)$ кг.

Орбиты функционирования МКА в диапазоне $H_{кр} = (300 - 600)$ км характеризуются самоуводом МКА на орбиту утилизацию с обеспечением срока активного существования в диапазоне $\tau_{сущ} = (1 - 7)$ лет.

Для низкой орбиты $H_{кр} = 400$ км, которая может рассматриваться как наиболее привлекательная для МКА ДЗЗ, потребуются запасы характеристической скорости $V_{хар}^{тр} = (293 - 352)$ м/с и соответствующие затраты массы топлива $m_T = (28 - 33)$ кг для МКА с площадью миделевого сечения $S_M = (1.2 - 1.6)$ м² для $\tau_{САС} = \tau_{САС}^{зад} = 3$ года.

Для $\tau_{САС} = \tau_{САС}^{зад} = 2$ года: $V_{хар}^{тр} = (234 - 273)$ м/с; $m_T = (23 - 26)$ кг, что \approx на $(18 - 22)$ % меньше по сравнению с $\tau_{САС} = \tau_{САС}^{зад} = 3$ года.

Оценка массы конструкции ДУ без топлива по габаритно-массовому методу показала:

- для орбиты $H_{кр}=500$ км при $\tau_{САС} = \tau_{САС}^{зад} = 3$ года масса топливного бака ДУ с конструкцией крепления бака и автоматики для реализации характеристической скорости $V_{хар}^{тр} = (215 - 229)$ м/с и массы топлива на ее реализацию в диапазоне $m_T = (21 - 22)$ кг составит $m_6(V_{хар}^{тр}) = (12.9 - 13.5)$ кг;

- для орбиты $H_{кр} = 400$ км при $\tau_{САС} = \tau_{САС}^{зад} = 3$ года масса топливного бака ДУ с конструкцией крепления бака и автоматики для реализации характеристической скорости $V_{хар}^{тр} = (293 - 352)$ м/с и массы топлива на ее реализацию в диапазоне $m_T = (28 - 33)$ кг составит $m_6(V_{хар}^{тр}) = (17.2 - 20.3)$ кг;

- для орбиты $H_{кр} = 400$ км при $\tau_{САС} = \tau_{САС}^{зад} = 2$ года масса топливного бака ДУ с конструкцией крепления бака и автоматики для реализации характеристической скорости $V_{хар}^{тр} = (234 - 273)$ м/с и массы топлива на ее реализацию в диапазоне $m_T = (23 - 26)$ кг составит $m_6(V_{хар}^{тр}) = (14.2 - 16.0)$ кг.

VI. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Анализ параметров орбит функционирования орбитальных группировок МКА массой 200 кг в диапазоне высот $H_{кр} = (300-900)$ км с учетом характеристик электротермической ДУ при решении задач до выведения МКА, поддержания САС и увода МКА на орбиту утилизации показал, что существует зависимость требуемых запасов характеристической скорости ДУ в составе МКА, а также массовых характеристик ДУ от высоты орбиты функционирования орбитальной группировки.

2. Оптимальной является круговая орбита $H_{кр} = 500$ км, обеспечивающая существенное сокращение требуемых запасов характеристической скорости ДУ $V_{хар}^{тр}$, затрат топлива на ее реализацию, а также массовых характеристик топливного бака $m_б(V_{хар}^{тр})$ ДУ.

3. По критерию минимальных затрат $V_{хар}^{тр}$, m_t , $m_б(V_{хар}^{тр})$ для орбитальной группировки МКА могут рассматриваться орбиты в диапазоне $H_{кр} = (400-780)$ км.

4. В качестве низкой орбиты для орбитальной группировки МКА ДЗЗ может рассматриваться орбита $H_{кр} = 400$ км при $\tau_{САС} = \tau_{САС}^{зад} = 3$ года, а также при $\tau_{САС} = \tau_{САС}^{зад} = 2$ года.

5. Орбиты в диапазоне $H_{кр} = (400 - 600)$ км обеспечивают самоувод МКА на орбиту утилизации, что исключает засорение околоземного пространства при выходе из строя МКА.

Источник финансирования. Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке Омского государственного технического университета, внутренняя НИР № 22108В «Проведение теоретических и экспериментальных исследований импульсных электротермических двигательных установок с использованием опытных образцов микродвигателей, элементов автоматики и двигательных установок» в рамках программы развития «Приоритет-2030».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Потюпкин А. Ю., Данилин Н. С., Селиванов А. С. Кластеры малоразмерных космических аппаратов как новый тип космических объектов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2017. Т. 4, № 4. С. 45–56.
2. Группировка Starlink – система орбитального перехвата принципиально нового типа. 2022 г. URL: <https://naked-science.ru/article/tech/starlink-perehvat> (дата обращения: 01.09.2022 г.).
3. Космический стартап Planet и его инновации. 2022 г. URL: <https://is2006.livejournal.com/2078612.html> (дата обращения: 28.08.2022 г.).
4. Проект «Сфера» переходит к практической реализации. 2022 г. URL: <https://www.roscosmos.ru/33771/> (дата обращения: 29.08.2022).
5. Ходненко В. П., Хромов А. В. Корректирующие двигательные установки для малого космического аппарата // Вопросы электромеханики. 2009. Т.109. С. 27–32.
6. Блинов В. Н. [и др.]. Исследования электротермических микродвигателей корректирующих двигательных установок маневрирующих малых космических аппаратов : монография. Омск, 2014. 264 с.
7. Чарушина Е. Б. Оценка характеристических скоростей для решения некоторых задач орбитального маневрирования малых космических аппаратов // Авиационная промышленность. 2015. № 1. С. 33–36.
8. Блинов В. Н., Луьянчик А. И. Методика массового анализа микроспутников с аммиачной корректирующей двигательной установкой // Космонавтика и ракетостроение. 2019. № 5 (110). С. 90–102.
9. Блинов В. Н. [и др.]. Исследования основных проектных параметров импульсной электротермической двигательной установки наноспутников // Космонавтика и ракетостроение. 2022. № 2 (125). С. 75–88.
10. Луьянчик А. И. Параметрические исследования маневрирующего наноспутника с аммиачным электротермическим микродвигателем // Информация и космос. 2018. № 3. С.157–166.

УДК 378:004

DOI: 10.25206/2310-9793-2022-10-3-17-21

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА С РОТОРОМ-МАХОВИКОМ НА ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЕ В ПОДВИЖНОМ МОДУЛЕ

INVESTIGATION OF THE ATTITUDE MOTION OF A NANOSATELLITE WITH A FLYWHEEL ON AN ELECTRIC MOTOR IN A MOBILE MODULE

А. В. Дорошин, А. В. Еременко

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, г. Самара, Россия

A. V. Doroshin, A. V. Eremenko

Samara University, Samara, Russia

Аннотация. В работе исследуется хаотическая динамика составного наноспутника с переменными инерционно-массовыми параметрами. Наноспутник состоит из двух модулей, соединенных друг с другом посредством системы упругих стержней, тела-носителя (корпус наноспутника) и подвижный модуль. Подвижный модуль может совершать угловые отклонения относительно тела-носителя. Так же в подвижном модуле установлен ротор.

Ключевые слова: Наноспутник, подвижный модуль, гибкие стержни, ротор

Abstract. The paper investigates the chaotic dynamics of a composite nanosatellite with variable inertial-mass parameters. The nanosatellite consists of two modules connected to each other by means of a system of elastic rods, a carrier body (nanosatellite body) and a movable module. The movable module can make angular deviations relative to the carrier body. A rotor is also installed in the movable module.

Keywords: Nanosatellite, moving module, flexible rods, rotor.

I. ВВЕДЕНИЕ

Одной из актуальных проблем космического полёта является изучение динамики наноспутников с изменяющейся конфигурацией. В настоящее время конструкция наноспутников предусматривает наличие установленных подвижных модулей, способных совершать угловое или линейное перемещение относительно тела-носителя. Подвижным модулем может быть различное функциональное оборудование, такое как солнечные панели, оптические элементы, различные манипуляторы, антенны, двигатели маховики со смещённым центром тяжести. Совершая линейное либо угловое перемещение относительно тела-носителя, подвижный модуль изменяет тензор инерции всей механической системы, что отражается на динамике движения наноспутника. Помимо своей основной функции подвижные модули могут быть использованы как элементы системы управления ориентацией/стабилизацией наноспутника.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Целью настоящей работы является анализ хаотического движения составного наноспутника. Наноспутник состоит из двух модулей – тела-носителя и подвижного модуля, в подвижном модуле установлен ротор. Ротор имеет постоянную угловую скорость, подвижный модуль совершает гармонические колебания относительно тела-носителя, что в совокупности создаёт гироскопические моменты, действующие на динамику движения наноспутника.

III. ТЕОРИЯ

Математическая модель составного наноспутника с переменными инерционно-массовыми параметрами, изображённого на рисунке 1, строится на основе теоремы об изменении кинетического момента и формализма Лагранжа.

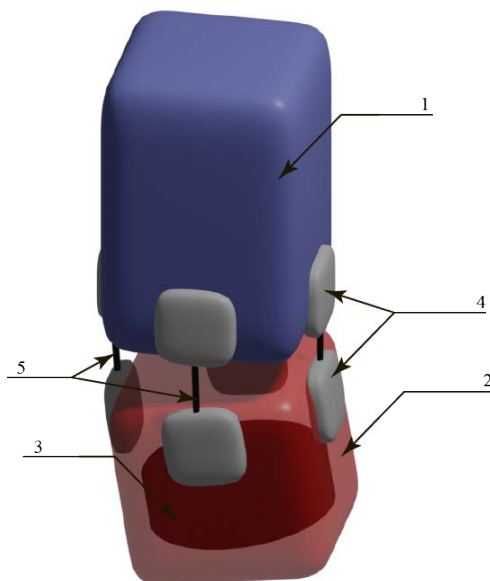


Рис. 1. Составной наноспутник с двойным вращением:

1 – тело-носитель, 2 – подвижный модуль, 3 – ротор, 4 – система управления гибкими стержнями, 5 – гибкие стержни

Рассмотрим системы координат, расположенные в центрах масс частей составного наноспутника с двойным вращением:

1. $CXYZ$ – система координат расположенная в центре масс всей составного наноспутника с двойным вращением, оси параллельны главным центральным осям инерции тела-носителя;
2. $C_1X_1Y_1Z_1$ – система координат расположенная в центре масс тела-носителя, оси параллельны главным центральным осям инерции тела-носителя;
3. $C_2X_2Y_2Z_2$ – система координат расположенная в центре масс подвижного модуля, оси параллельны главным центральным осям инерции подвижного модуля;
4. $C_3X_3Y_3Z_3$ – система координат расположенная в центре масс ротора, оси параллельны главным центральным осям инерции ротора;

Вычислим кинетический момент составного наноспутника в основной системе координат $CXYZ$:

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_1 + \delta_{21}\mathbf{K}_2 + \delta_{31}\mathbf{K}_3 \quad (1)$$

где \mathbf{K} – кинетический момент всего наноспутника, \mathbf{K}_1 – кинетический момент тела-носителя, \mathbf{K}_2 – кинетический момент подвижного модуля, \mathbf{K}_3 – кинетический момент ротора, δ_{21} – матрица перехода из системы координат $C_2X_2Y_2Z_2$ в систему координат $CXYZ$, δ_{31} – матрица перехода из системы координат $C_3X_3Y_3Z_3$ в систему координат $CXYZ$.

Для анализа хаотического движения составного наноспутника с двойным вращением необходимо перейти к переменным Анду́йе-Депри:

$$\begin{cases} K_{(1)} = \sqrt{G^2 - L^2} \sin l \\ K_{(2)} = \sqrt{G^2 - L^2} \cos l \\ K_{(3)} = L \end{cases} \quad (2)$$

где $K_{(i)}$ – компоненты вектора кинетического момента \mathbf{K} , G , L , l – переменные Анду́йе-Депри.

После перехода к переменным Андуэйе-Депри вычислим гамильтониан механической системы, т.к. потенциальная энергия системы равна нулю, гамильтониан будет равен её кинетической энергии:

$$T = \mathbf{H} = \mathbf{K}_1 \boldsymbol{\omega}_1 + \mathbf{K}_2 \boldsymbol{\omega}_2 + \mathbf{K}_3 \boldsymbol{\omega}_3 \quad (3)$$

где T – кинетическая энергия наноспутника, \mathbf{H} – гамильтониан механической системы, $\boldsymbol{\omega}_i$ – угловые скорости частей составного наноспутника.

Получим динамические уравнения в переменных Андуэйе-Депри:

$$\dot{L} = -\frac{\partial \mathbf{H}}{\partial t} \quad \dot{i} = \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial L} \quad (4)$$

Угол отклонения подвижного модуля задаётся уравнением выражением гармонического вида:

$$\alpha = \varepsilon \sin(\omega t) \quad (5)$$

Угловая скорость вращения ротора принимается постоянной:

$$\dot{\gamma} = const \quad (6)$$

Инерционно массовые параметры тела-носителя, подвижного модуля и ротора приведены в таблице 1.

ТАБЛИЦА 1
ИНЕРЦИОННО-МАССОВЫЕ ПАРАМЕТРЫ

Параметр	Единица измерения	Значение
I_{1x}	кг · м ²	0.0162
I_{1y}	кг · м ²	0.0122
I_{1z}	кг · м ²	0.006
I_{2x}	кг · м ²	0.009
I_{2y}	кг · м ²	0.009
I_{2z}	кг · м ²	0.009
I_{3x}	кг · м ²	0.002
I_{3y}	кг · м ²	0.001
I_{3z}	кг · м ²	0.001

ТАБЛИЦА 2
НАЧАЛЬНЫЕ УСЛОВИЯ

Параметр	Единица измерения	Значение
p	рад / с	0.3
q	рад / с	0.3
r	рад / с	0.3
$\dot{\alpha}$	рад / с	0
α	рад	0

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

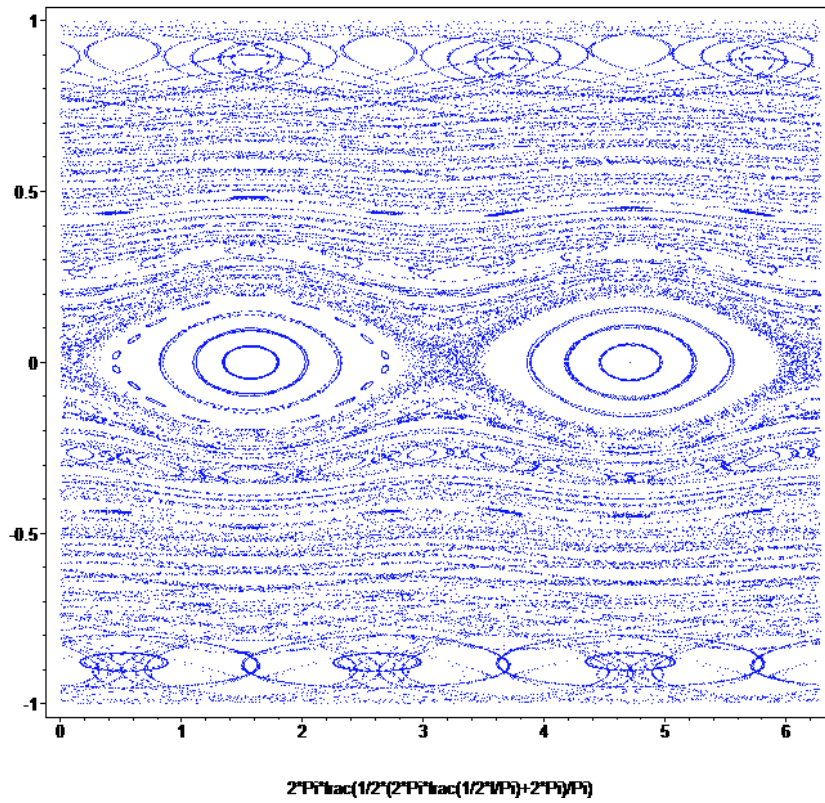


Рис. 2. Сечение Пуанкаре ($\varepsilon = 0.1$ $\omega = 1$ $\gamma = 0$)

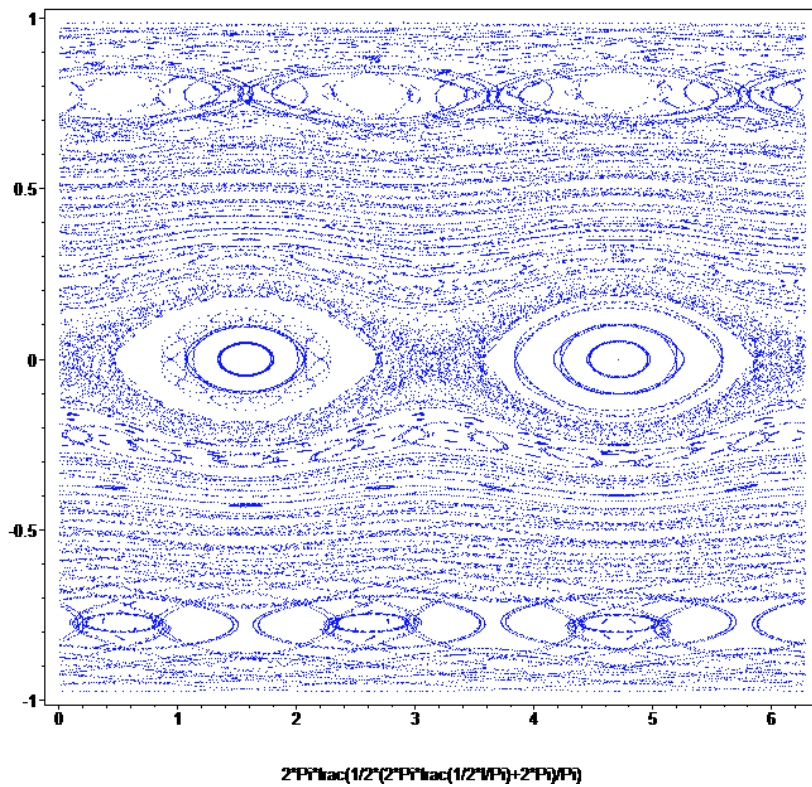


Рис. 3. Сечение Пуанкаре ($\varepsilon = 1$)

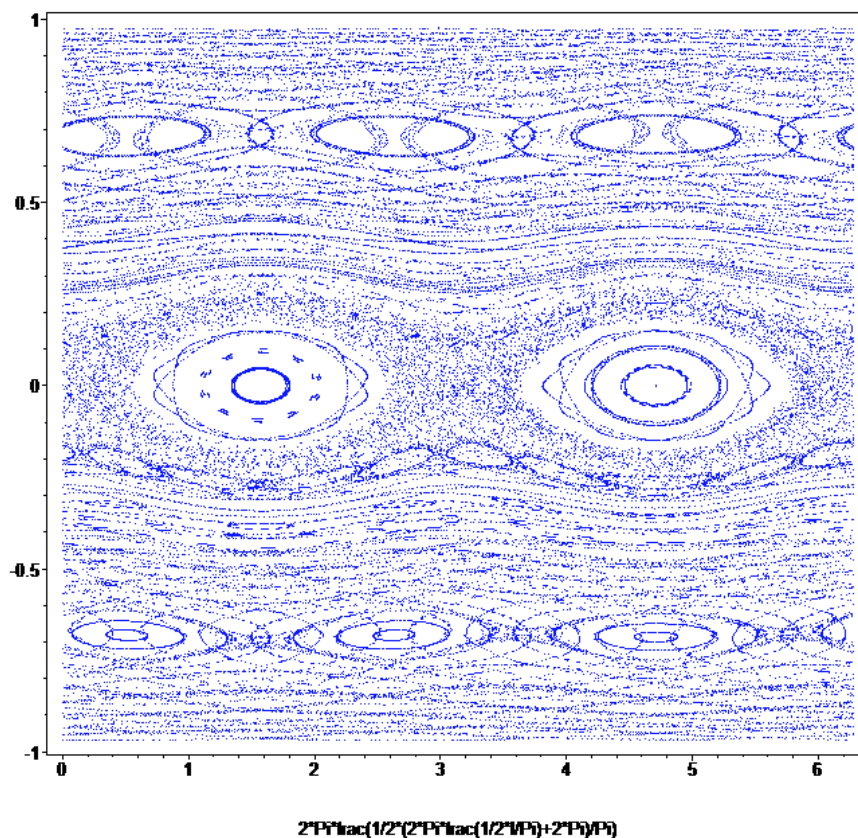


Рис. 4. Сечение Пуанкаре ($\varepsilon = 0.1$ $\omega = 1$ $\dot{\gamma} = 3$)

V. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

На рис. 2-3 представлены результаты численного моделирования хаотической динамики составного наноспутника

VI. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе была построена математическая модель составного наноспутника с ротором, произведено численное моделирование хаотической динамики составного наноспутника.

ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ. БЛАГОДАРНОСТИ

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФ в рамках научного проекта № 19-19-00085.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Doroshin A. V., Eremenko A. V. Nutational oscillations suppression in attitude dynamics of spacecraft by relative motion of its movable module // J. Phys.: Conf. Ser. 2019. Vol. 1368. 042014.
2. Aslanov V. S., Doroshin A. V., Eremenko A. V. Attitude dynamics of nanosatellite with a module on retractable beams// J. Phys.: Conf. Ser. 2019. Vol. 1260. 112004.
3. Doroshin A. V., Eremenko A. V. Attitude control of nanosatellite with single thruster using relative displacements of movable unit// Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2020.
4. Li J, Gao C, Li C. A survey on moving mass control technology// Aerosp Sci Technol. 2018. Vol. 82–83. Pp.594–606.
5. Ovchinnikov M. Y., Tkachev S. S., Shestoporov A. I. Algorithms of stabilization of a spacecraft with flexible elements // J Comput Syst Sci Int. 2019. Vol. 58. Pp. 474–490.

УДК 621.45.03

DOI: 10.25206/2310-9793-2022-10-3-22-27

ТЕРМО-ПРОЧНОСТНОЙ АНАЛИЗ НЕОХЛАЖДАЕМОГО КОМПОЗИТНОГО СОПЛА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

THERMO-STRENGTH ANALYSIS OF UNCOOLED COMPOSITE NOZZLE OF A LIQUID ROCKET ENGINE

М. М. Дронь, К. И. Жариков

Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

M. M. Dron', K. I. Zharikov

Omsk State Technical University, Omsk, Russia

Аннотация. В целях улучшения энергетических характеристик жидкостных двигательных установок, применяемых в ракетной технике, за счет ускорения заряженных частиц, авторами был произведен термо-прочностной анализ конструкции жидкостного ракетного двигателя с применением неохлаждаемого сопла. Рассмотрен вариант сопла, изготовленного с применением композитных материалов и, смоделированы условия реального теплового воздействия и силового нагружения на оболочку камеры сгорания с применением композитного сопла.

Ключевые слова: ракетный двигатель, двигательная установка, химический двигатель, неохлаждаемое сопло, композитное сопло

Abstract. In order to improve the power characteristics of liquid propulsion systems used in rocket technology by accelerating charged particles, the authors performed a thermal and strength analysis of the liquid rocket engine design using an uncooled nozzle. A model of a nozzle made with the use of composite materials was considered and the conditions of real thermal stress and force loading on the combustion chamber shell with the use of a composite nozzle were simulated.

Keywords: rocket engine, propulsion system, chemical propulsion, non-cooled nozzle, composite nozzle

1. ВВЕДЕНИЕ

Двигательная установка является важным элементом конструкции ракетносителей и космических аппаратов. Степень совершенства, надежности и эффективности двигательной установки определяют возможности космических средств выведения решать поставленные задачи. Основными элементами конструкции большинства жидкостных ракетных двигателей являются: форсуночная головка, камера сгорания и сопловой аппарат. В современной литературе [1,2] встречаются различные научно-технические решения, связанные с повышением степени совершенства камер сгорания направленных на улучшение тяговых характеристик.

Одним из возможных вариантов повышения тяговых характеристик может являться способ [3,4], при котором конструкция жидкостного ракетного двигателя будет иметь в своем составе электромагнитный ускоритель заряженных частиц, с помощью которого возможно воздействовать на заряженные частицы находящиеся в продуктах сгорания с целью их ускорения. Однако при этом, возникает проблема гашения (экранирования) электромагнитных волн металлической оболочкой сопла, связанная с переизлучением электромагнитных волн металлом [5].

Возможным решением является использование полимерных композитных материалов вместо металлов в конструкции сопла позволяющее беспрепятственно воздействовать на заряженные частицы в продуктах сгорания ракетного двигателя с целью их ускорения. При этом конструкция такого сопла будет одностенной и не сможет охлаждаться компонентом топлива, выбранного в качестве охладителя. С одной стороны, такой вариант может способствовать уменьшению массы камеры сгорания двигателя. Таким примером является жидкостной ракетный двигатель RS-68 производства Aerojet Rocketdyne [6], применение полимерного композиционного материала для сопла позволило уменьшить массу и затраты на производство. С другой стороны, появляется

риск разрушения сопловой части из-за уменьшения жесткости конструкции и отсутствия регенеративного охлаждения.

Таким образом, целью данной работы является анализ термо-прочностных характеристик сопла жидкостного ракетного двигателя, изготовленного из полимерного композиционного материала.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для исследования характеристик сопла, изготовленного из полимерного композиционного материала, необходимо смоделировать тепловые и механические нагрузки, действующие на сопло жидкостного ракетного двигателя. Однако рассматривать сопло в отдельности от камеры сгорания – не целесообразно, по причине действующих тепловых и механических нагрузок, а также взаимного влияния камеры сгорания и сопла друг на друга. Изменение величины давления, как и температуры, по длине сопла вызывает тепловое и силовое сжатие и расширение. Получаемые в таком случае результаты будут иметь высокую погрешность. Поэтому в качестве рассматриваемого объекта будет выступать инерционное тело в виде оболочки камеры сгорания и сопла. В практике прочностных расчетов используются как аналитические, так и численные методы. В рассматриваемом случае применяется численный метод – метод конечных элементов (МКЭ). В настоящее время МКЭ получил широкое развитие и представляет собой метод решения разнообразных задач математической физики.

III. ТЕОРИЯ

Для проведения анализа термо-прочностных характеристик сопла жидкостного ракетного двигателя необходимо определить требуемую толщину сопла, которая будет определяться исходя из параметров прочности материала. В качестве параметра прочности выбрано предельное значение выносливости конструкционного материала. Минимальная толщина стенки сопла в i – ом сечении может быть определена по зависимости:

$$\delta_{i(\min)} = r_i \cdot \eta_n \frac{p_i}{\sigma_{et} \cdot (2 + (n-1) \cdot M_i^2)^{\frac{n}{n-1}}}, \quad (1)$$

где r_i – радиус i – ого расчетного сечения; η_n – коэффициент запаса прочности; p_i – давление; M_i – число Маха; σ_{et} – предел выносливости конструкционного материала; n – показатель адиабаты газа.

Величина радиуса i – ого расчетного сечения определяется исходя из относительного уширения, определяемого по выражению:

$$\bar{r}_i = \frac{\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{1}{n-1}} \sqrt{\frac{n-1}{n+1}}}{\sqrt{\pi_i^n \cdot \left(1 - \pi_i^{\frac{n-1}{n}}\right)}}, \quad (2)$$

где π – коэффициент расширения.

Расчетные значения давления, температуры и скорости продуктов сгорания определяются газодинамическими функциями [7].

В качестве конструкционного материала для сопла жидкостного ракетного двигателя был рассмотрен полимерный композиционный материал ЭФ32-301 [8]. Выбор данного материала обоснован возможностью соединения деталей из стеклопластика склеиванием и болтовым соединением, в отличие от других полимерных композиционных материалов (органопластики и углепластики). Данный материал обладает высокой механической прочностью, низкой теплопроводностью и способен работать при температуре до 400 град. Цельсия и кратковременно до 2000-2500 град. Цельсия [9].

Связующее марки ЭФ-32-301 представляет собой раствор эпоксидной смолы Э-40 (или ЭД-16Р) и бакелитового лака ЛБС-4 в органических растворителях, используется в промышленности более полувека, но до сих пор представляет практический интерес, т. к. простота технологии, доступность сырья, стабильность свойств получаемых стеклопластиков привлекают многих. Механические свойства полимерного композиционного материала ЭФ32-301 приведены в таблице 1.

ТАБЛИЦА 1
МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА ЭФ32-301

Коэффициент линейного расширения α , K^{-1}	Модуль упругости первого рода E , ГПа	Коэффициент Пуассона по основе μ_1	Коэффициент Пуассона по утку μ_2	Плотность материала ρ , $кг/м^3$	Предел прочности по основе σ_1 , МПа	Предел прочности по утку σ_2 , МПа
$6,2 \times 10^{-6}$	215	0,203	0,122	1700	360	200

Моделируемое сопло из полимерного композиционного материала, не будет являться изотропным телом, оно создается из слоев, наложенных под разными углами относительно основного направления. Итоговая толщина композитного материала будет зависеть от толщины нити.

Таким образом, определение минимальной толщины стенки сопла будет определяться исходя из количества слоев и суммарного предела выносливости конструкционного материала. Для моделирования будем считать, что используется стекловолокнистая нить Т-11 с толщиной $h=0,3$ мм [10]. Направление и толщина слоёв приведена в таблице 2.

ТАБЛИЦА 2
НАПРАВЛЕНИЯ И ТОЛЩИНА СЛОЕВ КОМПОЗИТНОГО СОПЛА

Слой	Толщина слоя, мм	Направление намотки слоя, град.
Слой 1	0,3	45
Слой 2		-45
Слой 3		7
Слой 4		-7
Слой 5		45
Слой 6		-45
Слой 7		7
Слой 8		-7
Слой 9		45
Слой 10		-45
Слой 11		7
Слой 12		-7
Слой 13		45
Слой 14		-45
Слой 15		7
Слой 16		-7
Слой 17		45

На основе проектных параметров жидкостного ракетного двигателя, в частности: давление в камере – $p_k = 4,5$ МПа ; температура продуктов сгорания – $T_k = 2993$ К ; газовая постоянная продуктов сгорания (ПС) – $R_x = 331,88$ Дж / (кг \times К) было получено минимальное значение толщины стенки сопла $\delta_{кр} = 5,1$ мм .

Дальнейший термо-прочностной расчет производился в пакете программ ANSYS APDL. Для расчета сопла и камеры сгорания на прочность использовался конечный элемент типа SHELL181. Это четырех узловой конечный элемент оболочки с конечными деформациями. Он хорошо подходит для расчета как тонких, так и умеренно толстых оболочек, может применяться в линейных и нелинейных задачах. Для ввода толщин используются поперечные сечения. Команды создания поперечных сечений позволяют определять толщину в виде функции глобальных координат. Кроме того, они дают возможность задавать структуру многослойного пакета, что характерно для композитов (рис. 1).

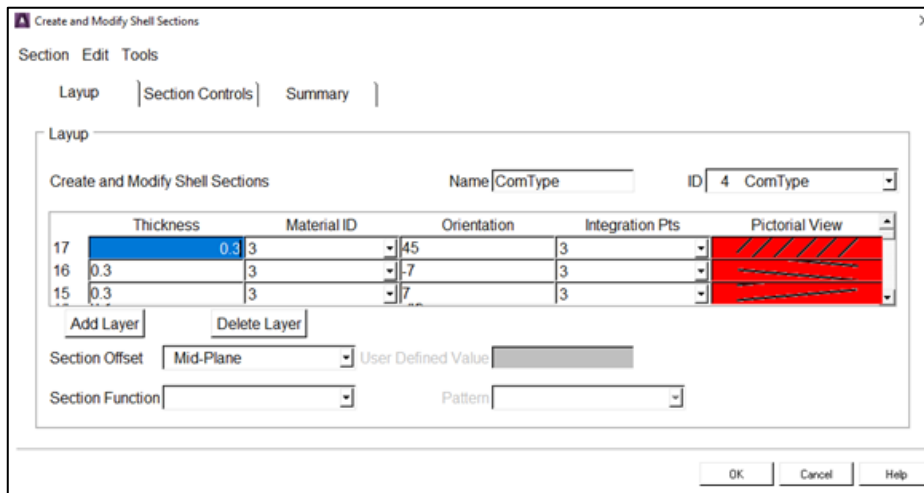


Рис. 1. Задание слоев композитного материала

Моделируемый участок камеры сгорания до критического сечения представлен трехслойной осесимметричной оболочкой: наружный – силовая оболочка, внутренний – гофрированная проставка и внутренний – огневая стенка рубашки охлаждения (рис. 2).

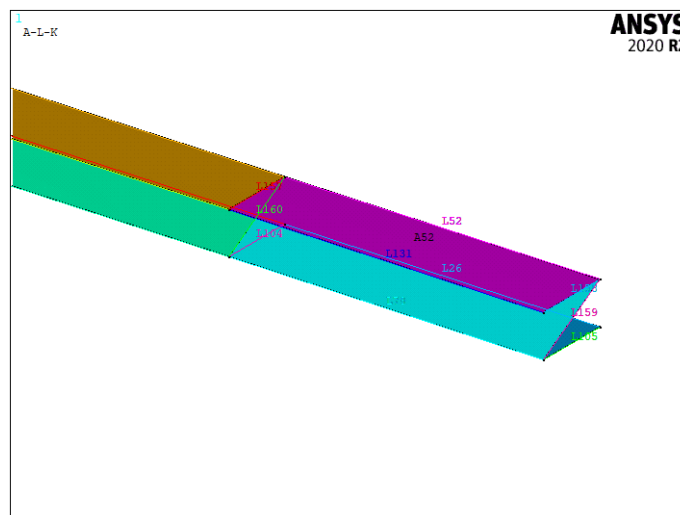


Рис. 2. Моделируемая трехслойная оболочка камеры сгорания

В качестве граничных условий для проведения моделирования необходимо ограничить перемещения камеры сгорания со стороны форсуночной головки, так как считается, что там установлено силовое кольцо с проушинами для крепления камеры сгорания к раме. Поскольку моделируется только часть оболочки камеры, а не вся камера, необходимо создать условия симметрии на гранях рассматриваемой геометрической области.

В дальнейшем необходимо задать давления и температуры на поверхностях огневой стенки и рубашки охлаждения в области от форсуночной головки до критического сечения камеры сгорания. На гофрированную стенку давление охлаждающей жидкости с обеих сторон считаем одинаковым, а их действие – скомпенсированным. Так же необходимо учитывать, что давление охладителя всегда больше, чем максимальное значение давление в камере сгорания.

Давление на огневую стенку находится по следующей формуле:

$$P_{i.ogn} = P_{i.кc} + (-P_{i.охл}), \quad (6)$$

где $P_{i.кc}$ – давление в камере сгорания; $P_{i.охл}$ – давление в рубашке охлаждения.

IV. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Максимально термонагруженный участок камеры сгорания находится в области критического сечения. В закритической части камеры сгорания температура изменяется, по близкой к линейной регрессии. В результате моделирования получаем результаты, представленные на рис. 3–4.

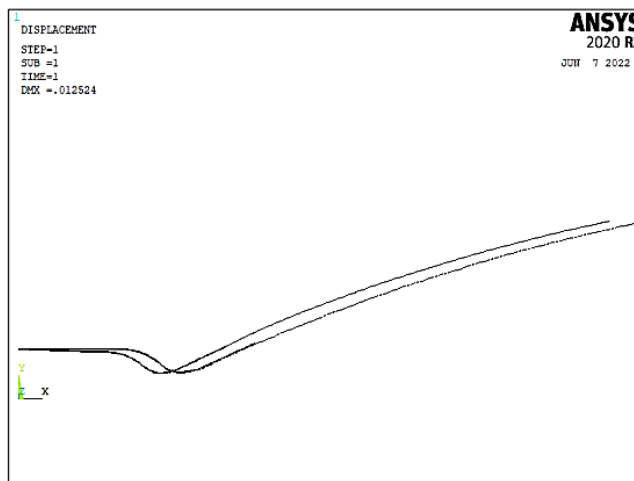


Рис. 3. Деформированное состояние КС относительно недеформированного.

Анализируя представленные результаты, можно говорить о том, что наибольшая деформация камеры сгорания в представленном случае возникает в области критического сечения камеры сгорания, а точнее в докритической охлаждаемой части сопла с величиной 12.5 мм. При этом сверхзвуковая часть сопла, моделируемая из композитного материала, не деформируется, а смещается относительно изначального положения критического сечения камеры без изменения формы, вследствие деформации докритической части камеры сгорания (рис. 3).

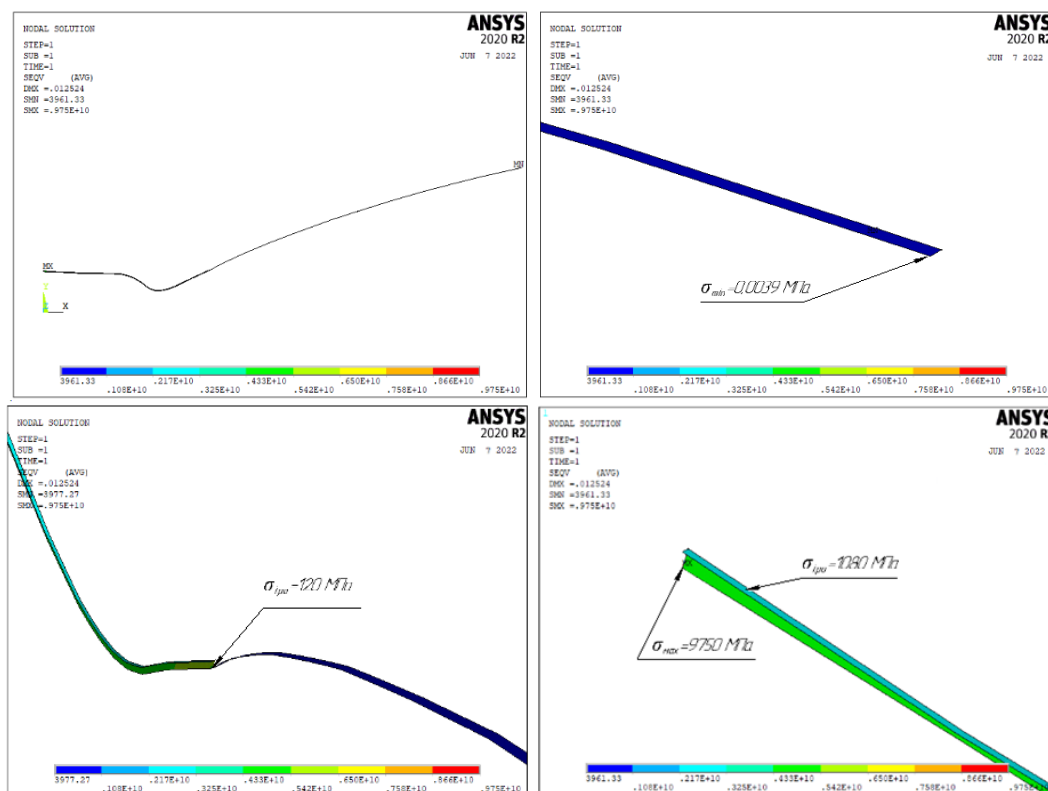


Рис. 4. Напряжения возникающие в камере сгорания в узлах по длине

Максимальные напряжения (рис. 4) возникают в области закрепления камеры сгорания к раме двигательной установки. В реальной конструкции в данном месте закрепления присутствует силовое кольцо и проушины для крепления КС, поэтому максимальные напряжения в данном варианте учитывать недопустимо. Максимальные напряжения на рубашке охлаждения составляют 1080 МПа, что удовлетворяет условию прочности $\sigma_g = 1109 \text{ МПа}$ для марки, стали 08Х17Н5М3. Максимальные напряжения в композитном сопле наблюдаются в зоне стыковки сопла с металлической частью камеры сгорания и составляют $\sigma_i = 120 \text{ МПа}$. Сравнивая полученное значение с максимальным допустимым напряжением $\sigma_{e1} = 360 \text{ МПа}$ для материала ЭФ32-301, можно утверждать, что условие прочности выполняется с большим запасом.

VI. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведенный анализ подтверждает возможность применения неохлаждаемой сопловой части камеры сгорания изготовленной, с применением композитных материалов. Такой вариант конструкции может способствовать повышению тяговых характеристик путем ускорения заряженных частиц, находящихся в продуктах сгорания за счет возможности воздействия на них электромагнитным ускорителем.

Стоит так же отметить, что при использовании сопла, изготовленного из композитных материалов, снижается масса всего двигателя при сохранении тяговых характеристик (без ускорения заряженных частиц). Это приводит к уменьшению значения параметра удельной массы двигателя – $\bar{m}_{ог}$, что может говорить о массовом совершенстве ракетного двигателя.

ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента РФ № МК-4378.2022.4.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Колоярцев С. В., Кайгородов А. С. О разработке сверхзвукового сопла жидкостного ракетного двигателя с выдвигаемым насадком // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2016. Том 1, № 12. С. 194–196.
2. Гуртовой А. А., Лобов С. Д., Рачук В. С., Шостак А. В. Работы КБХА по созданию кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 62–65.
3. Пат. 2567896 Российская Федерация, МПК F 03 H 1/00. Способ создания электрореактивной тяги / Казмин Б. Н., Трифанов И. В., Обороина Л. И., Рыжов Д. Р., Дубова Е. Д. № 2013125958/06; заявл. 05.06.2013; опубл. 10.11.2015, Бюл. № 31.
4. Пат. 2602468 Российская Федерация, МПК F 03 H 1/00. Электроракетный двигатель (варианты) / Баскаков А. В., Дронов П. А., Иванов А. В., Ильичев В. А., Игнатов А. С. № 2015119871/06 ; заявл. 26.05.2015 ; опубл. 20.11.2016, Бюл. № 32.
5. Лыньков Л. М., Богуш В. А., Борботько Т. В., Украинец Е. А., Колбун Н. В. Новые материалы для экранов электромагнитного излучения // Доклады Белорусского государственного университета информатики и радиоэлектроники. 2004. № 3 (7). С. 152–167.
6. Levack D., Sack W. Development of the Bantam Family of Aerojet Rocketdyne Commercial Rocket Engines // 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 14–17, 2013. Pp. 1-12, San Jose, CA <https://doi.org/10.2514/6.2013-4149>.
7. Черный Г. Г. Газовая динамика. М.: Наука, 1988. 424 с.
8. Михайлин Ю. А. Специальные полимерные композиционные материалы. Санкт-Петербург: Научные основы и технологии, 2008. 660 с.
9. Аврасин Я. Д., Бородин М. Я., Киселев Б. А. Стеклопластики в авиационной промышленности. 1982. № 8. С. 4–12.
10. ГОСТ 19170-2001 Стекловолокно. Ткань конструкционного назначения. Технические условия (с Изменением № 1).

УДК 629.7.036.5

DOI: 10.25206/2310-9793-2022-10-3-28-35

АНАЛИЗ ПРИМЕНЕНИЯ ГАЗОВЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВКАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ANALYSIS OF THE USE OF COLD GAS THRUSTERS IN SPACECRAFT PROPULSION SYSTEMS

К. И. Жариков, М. М. Дронь

Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

K. I. Zharikov, M. M. Dron`

Omsk State Technical University, Omsk, Russia

Аннотация. В целях определения направлений по улучшению энергетических характеристик двигательных установок космических аппаратов за счет комбинирования газового и электрического ракетных двигателей, авторами были проанализированы схемы конструкций и энергетические характеристики газовых ракетных двигателей, применяемых на космических аппаратах. Совместное использование топлива в комбинированной двигательной установке, как и единой конструкции двигателя, сочетающей в себе газовый и электрический ракетные двигатели, является перспективной технологией. При этом подчеркивается, что на текущий момент времени основными задачами при разработке комбинированных двигательных установок является обеспечение совместимости работы электрического ракетного двигателя с рабочим телом газового ракетного двигателя.

Ключевые слова: газовый ракетный двигатель, комбинированная двигательная установка, космический аппарат, многорежимные установки, химический двигатель, электрический ракетный двигатель

Abstract. In order to determine directions for improving the energy characteristics of spacecraft propulsion systems due to the combined of cold gas and electric thrusters, the authors analyzed the design schemes and energy characteristics of cold gas thruster used on spacecraft. Propellant sharing in a combined propulsion system, as well as a single engine design combining cold gas and electric thrusters, is a promising technology. At the same time, it is emphasized that at the current time the main tasks in the development of combined propulsion systems are to ensure the compatibility of the operation of an electric rocket engine with the propulsion of a cold gas thruster.

Keywords: cold gas thruster, combined propulsion system, spacecraft, multimode propulsion, chemical thruster, electric propulsion

I. ВВЕДЕНИЕ

Основой успешной космической миссии является точное выведение космического аппарата на целевую орбиту и поддержание ее параметров на протяжении всего периода активного существования. Выполнение данной задачи осуществляется системой ориентации и стабилизации космического аппарата на орбите. В её функционал входит обеспечение вращения, маневрирования, ориентирования космического аппарата в определенном направлении по заданным командам. Данные маневры необходимы для позиционирования антенны космического аппарата для связи или для настройки оптического оборудования для слежения за объектом в космосе, либо на земной поверхности [1,2].

Существует большое количество применяемых методов управления ориентацией и стабилизацией космического аппарата на орбите [3]. Тем не менее из всех имеющихся методов только один сочетает в себе простоту, надёжность и экономичность – газовый ракетный двигатель. Недостатком данного двигателя является низкие энергетические характеристики [4] определяемые параметрами применяемого газа.

Основным топливом для газового ракетного двигателя являются газы – азот, кислород, водород и гелий. Причем преимущественно применение последних газов позволяет достичь более высокого удельного импульса.

Однако низкая плотность данных газов увеличивает пассивную массу двигательной установки за счет использования больших и тяжелых топливных баков для хранения газа.

Одним из ключевых направлений по улучшению энергетических характеристик двигательных установок космических аппаратов является применение комбинированных двигательных установок [5-7]. Для этого, предлагается совмещать режимы работы или конструкции газовых ракетных двигателей с перспективными электрическими ракетными двигателями, в частности ионными, либо холловскими двигателями.

Таким образом, сочетание в единой двигательной установке газового ракетного двигателя и электрического ракетного двигателя позволяет уменьшить пассивную массу космического аппарата и увеличить срок эксплуатации.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Двигательная установка с газовым ракетным двигателем состоит из регулирующих клапанов, датчиков, нескольких ракетных двигателей и газообразного топлива под давлением, хранящегося в топливном баке. Данный состав, как правило, используется на всех двигательных установках. Говоря в контексте комбинированных двигательных установок, стоит принять во внимание, что использование совместного топлива для газового и электрического ракетных двигателей и сочетание в единой конструкции газового и электрического ракетных двигателей имеет значительные преимущества как с точки зрения управления и надежности данной системы, так и уменьшения пассивной массы двигательной установки.

III. ТЕОРИЯ

Для начала необходимо проанализировать информацию о конструкции и энергетических характеристиках газовых и электрических ракетных двигателей, применяемых на космических аппаратах.

Первые разработки газовых ракетных двигателей в СССР можно ознаменовать началом внедрения на борт космических аппаратов систем активной ориентации и стабилизации с целью управления его поворотами вокруг собственно центра масс. На первых космических аппаратах (в частности, искусственном спутнике земли) [8] использовались реактивные двигатели, работающие на сжатом газе. Конструкция данной системы управления представляла собой емкость с сжатым газом, редуктор, управляемый электропневмоклапан и связанные с ним газовые сопла. Простота и надежность данной системы обеспечивает её работоспособность даже на современных космических аппаратах [9]. На рис. 1. представлена типовая пневмогидравлическая схема двигательной установки с газовым ракетным двигателем.

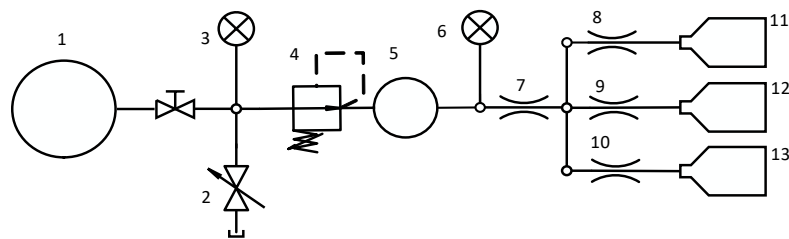


Рис. 1. Пневмогидравлическая схема двигательной установки с газовым ракетным двигателем

1 – газовый баллон высокого давления; 2 – сливной клапан; 3, 6 – датчик давления; 4 – регулятор давления; 5 – газовый баллон низкого давления; 7 – ограничитель потока; 8-10 – дроссельные шайбы; 11-13 – газовый ракетный двигатель

Примером отечественного газового ракетного двигателя малой тяги может служить изделие МД08-02 разработанное в АО «НИИМаш» и применяющееся в космических аппаратах серии «Космос» и «Экспресс». В качестве рабочего тела используют газ – азот, либо гелий [10]. При величине давления в камере сгорания 1.47...1.96 МПа значение тяги составляет 0.8 и 0.73 Н, а удельного импульса – 73 и 169 с для соответствующего газа.

Имеются двигательные установки на базе газового ракетного двигателя, использующего инертный газ, типа ксенон, разработанные в опытном конструкторском бюро «Факел». Данный двигатель с величиной тяги 6.4...9.6 мН и удельного импульса 40...44 с разрабатывался для установки на космический аппарат типа CubeSat 3U и 6U [11].

Зарубежные разработчики и производители газовых ракетных двигателей представляют более широкий ассортимент двигательных установок для различных космических аппаратов.

Так в США компания VACCO специализирующаяся на разработке двигательных установок на холодном газе представляет более 14 изделий для космических программ AFRL, NRO и NASA [12]. В компании имеется запатентованная технология микросистем с химическим травлением (CHEMS™) для производства интеллектуальных, высокоинтегрированных микро-двигательных установок (MIPS), специально разработанных для космических аппаратов формата CubeSats.

В Дании имеются разработки по созданию и опытной эксплуатации двигателей на холодном газе [13]. В частности, компания GomSpace разрабатывающая системы ориентации и управления орбитой космических аппаратов формата CubeSats, изготавливает двигательные установки, использующие в качестве рабочего тела бутан обеспечивающие величину тяги 1 либо 10 мН.

В работе [14] авторы описывают процесс создания двигательной установки на холодном газе с бутаном в качестве топлива. Данный двигатель использовался на космическом аппарате SNAP-1 (Великобритания) и после успешного старта наглядно продемонстрировал надежную маневренность при автоматическом управлении [15].

В настоящее время активно внедряется технология миниатюризации двигательных систем, соответствующих размеру космического аппарата формата CubeSats. De Jong и др. [16] разработали модульную двигательную установку работающую на холодном газе (азот), получаемого из твердотопливного газогенератора. Особенностью конструкции данной двигательной установки является: отсутствие кронштейнов и трубопроводов для подвода рабочего тела; компактное хранение топлива в твердом состоянии; высокоинтегрированная система подачи рабочего тела, основанная на технологиях MEMS; процесс генерации газа при температуре окружающей среды и накопление всего тепла реакций разложения в самой системе газогенератора. Вес конструкции составил 120 г.

Sarda и др. [17] использовали более плотную компоновку двигательной установки за счет хранения на борту космического аппарата рабочего тела не в газообразной, а в жидкостной фазе. В качестве топлива был выбран гексафторид серы (SF_6), а общая масса двигательной установки не превысила 500 г. Эксперименты проводились на космическом аппарате CanX-2. Средняя тяга и удельный импульс составили соответственно 50...100 мН и 50...100 с.

В работе [18] представлены экспериментальные исследования газового ракетного двигателя (см. рис. 2) на рабочем теле – азот. Рабочее давление в камере сгорания составляло 1 бар, сброс газа осуществляли в окружающую атмосферу ($p_k/p_a = 10$). Получена тяга 0.846 Н при удельном импульсе 54 с. Разница между экспериментальным и теоретическим значением тяги составила 16%.

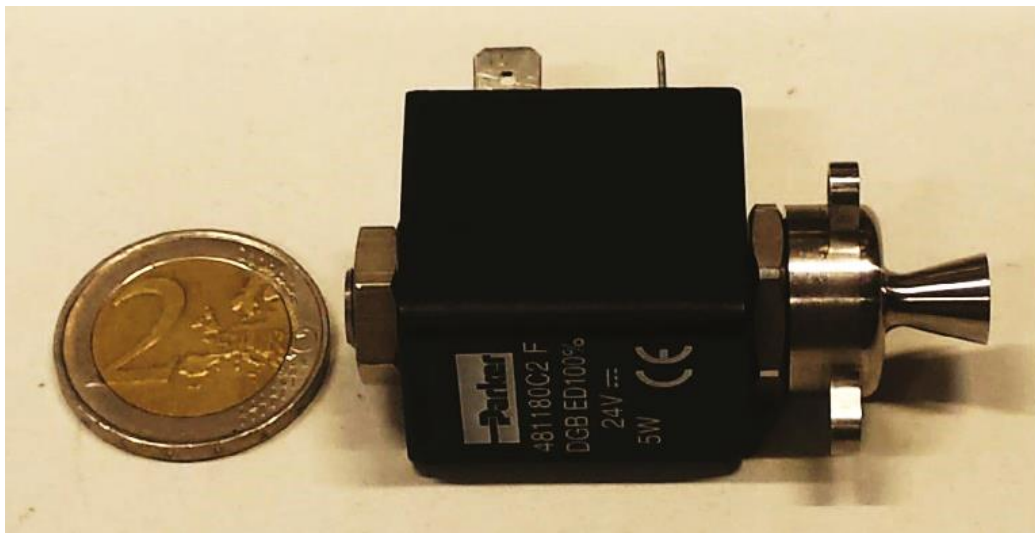


Рис. 2. Экспериментальный образец газового ракетного двигателя [18]

Köhler и др. [19] представил гибридную систему газового микродвигателя. Гибридное решение связано с использованием микроэлектромеханических систем (MEMS), в части установки на кремниевой пластине ряда дифференциальных датчиков давления с форсунками, что обеспечивает высокую производительность микродвигателя. В качестве рабочего тела использовал газ гелий. Максимальное значение тяги составило 0.1...10 мН при среднем удельном импульсе 46 с.

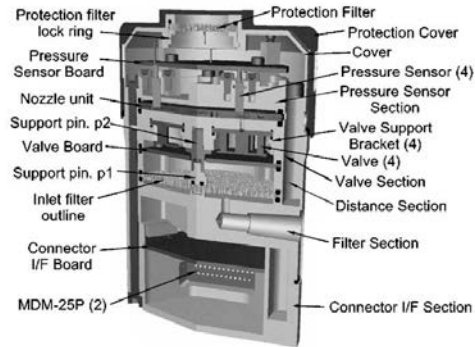


Рис. 3. Схема гибридного микродвигателя [19]

Множество разновидностей газовых ракетных двигателей производит американская компания MOOG™, которые работают как на традиционном газе (азот), так и на благородных газах (аргон, ксенон) [27]. Величина тяги варьируется в диапазоне от 10 мН до 3.6 Н, при этом удельный импульс оставляет 21...70 с.

В табл. 1 представлена краткая информация о технических характеристиках газовых ракетных двигателей.

ТАБЛИЦА 1
СВОДКА ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК НА ХОЛОДНОМ ГАЗЕ

Газовый ракетный двигатель	Рабочее тело	Давление в камере, МПа	Тяга, мН	Удельный импульс тяги, с	Масса, г	Разработчик	Источник	
МД08-02	N ₂	1.96	800	73	250	АО «НИИмаш»	[10]	
	He		730	169				
МД5	N ₂	1.23	4910	67	250	ОКБ «Факел»	[10]	
–	Xe	0.15...0.18	6...9	40...44	220		[11]	
CGT1	N ₂	0.4	20	66	120	Daimler-Benz	[20]	
	H ₂			26				
	Ar			66				
CPOD	R134a / R236FA	–	25	40	1244	VACCO	[21]	
MarCO	R236FA	–	50	40	3490		[21]	
End mounted standard	R134a / R236FA	–	10	40	–		[22]	
Standard	R134a / R236FA	–	10	40	639-1144		[22]	
MEPSI	Isobutane	1.03	53	40	456		[23]	
Palomar	Isobutane	1.03	35	40	1063		[23]	
NanoProp 20000	Butane	0.5	1 (10)	50	380		GomSpace	[24]
NanoProp 6DOF	Butane	0.56	1 (10)	50	682	[25,26]		
T ³ μPS	N ₂	0.45	6...100	30	120	TNO	[16]	
NanoPS	SF ₆	–	50...100	50...100	500	UTIAS/SEL	[17]	
MPS	Butane	0.4	100	48	450	SSTL	[14]	
–	N ₂	1	846	54	142	–	[18]	
–	He	0.2...0.4	10	46	150	–	[19]	
058E143	N ₂	0.15	10	60	40	MOOG	[27]	
058E145	N ₂	0.15	16	60	40		[27]	
058E146	N ₂	0.15	40	60	40		[27]	
058E142A	N ₂	0.69	120	57	16		[27]	
058E151	N ₂	0.69	120	65	70		[27]	
058-118	N ₂	1.57	3600	57	23		[27]	
58E163A	N ₂	0.9	900	70	115			[27]
	Ar		900	54				
	Xe		1300	21				
58X125A	N ₂	–	4.4	65	9		[28]	
Cold Gas Microthruster	N ₂	–	50...2360	65	70	Marotta	[29]	

Из анализа данных табл. 1 следует, что основным рабочим телом для газовых ракетных двигателей является азот, и реже – гелий, водород и ксенон. Энергетические характеристики в среднем составляют тяга – 10...1000 мН и удельный импульс – 10...100 с.

Обзор конструкций и энергетических характеристик электрических ракетных двигателей, представленный в работе [30], показал, что основным рабочим телом для холловских и ионных двигателей является ксенон. Выбор данного рабочего тела определяется требованиями, предъявляемыми к электрическим ракетным двигателям: рабочее тело должно легко ионизироваться, для обеспечения быстрого запуска двигателя и являться инертным по отношению к элементам конструкции двигателя. Средние значения тяги составляют 0.5...30 мН, а удельного импульса 300...2500 с, при этом основными источниками энергетических затрат являются индуктор, либо ВЧ/СВЧ реактор и ионно-оптическая система.

Исследования по разработке двигателей космических аппаратов, работающих на холодном газе, показывают, что существует определенный научный интерес по объединению химического и электрического ракетных двигателей. Создание новой концепции химико-электрических двигателей позволяет получить высокий удельный импульс и большую тягу при заметно меньшей массе двигательной установки [31-33].

Одной из перспективных разработок комбинированной двигательной установки является унифицированная двигательная система ионного и газового ракетного двигателя (I-Coops) [34,35]. Данный двигатель использовался на космическом аппарате Procyon (Япония). Принципиальная пневмогидравлическая схема химико-электрической двигательной установки представлена на рис. 4. Ионный двигатель является основным маршевым двигателем и состоит из источника микроволнового разряда, для генерирования плазмы, и ионно-оптической системы. При потребляемой мощности 40 Вт двигатель создает тягу величиной 212...363 мкН и удельный импульс – 1000 с. Газовый ракетный двигатель необходим только для управления ориентацией космического аппарата. Тяга газового двигателя составляет 30 мН, а удельный импульс 24 с при потребляемой мощности 11.5 Вт. Оба двигателя имеют единую газовую связь с газовым баллоном, содержащим ксенон.

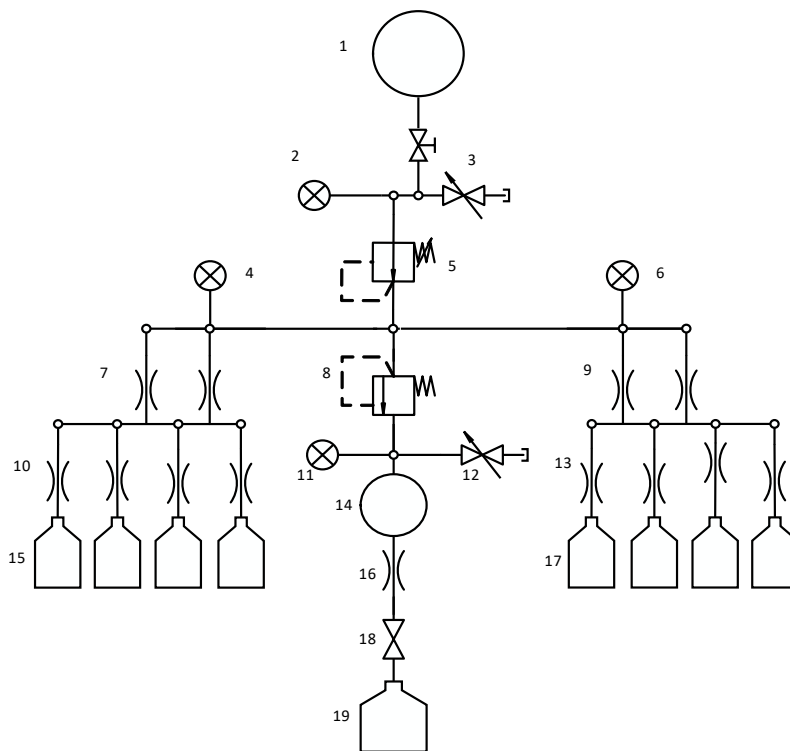


Рис. 4. Пневмогидравлическая схема химико-электрической двигательной установки

1 – газовый баллон высокого давления; 2,4,6,11 – датчик давления; 3,12 – сливной клапан; 5 – регулятор давления; 7,9 – ограничитель потока; 8 – газовый редуктор; 10,13,16 – дроссельные шайбы; 14 – газовый баллон низкого давления; 15,17 – газовый ракетный двигатель; 18 – клапан ионного двигателя; 19 – ионный двигатель

В работе [36] приводится информация о разработке комбинированной двигательной установки, состоящей из холловского и газового ракетного двигателей. Данная схема использовалась на космическом аппарате Eutelsat 7C. В качестве рабочего тела двигателя используют газ ксенон. Газовый ракетный двигатель имеет

удельный импульс 10...30 с и тягу 0.3...0.4 Н при давлении в камере сгорания 2.7...17 МПа. Электрический ракетный двигатель представлен стационарным плазменным двигателем типа SPT-100 / SPT-140 [37,38]. Отмечается, что применение комбинированной двигательной установки позволяет не только уменьшить пассивную массу космического аппарата, но и продлить срок активного существования на орбите.

В США ведется разработка двигателя, сочетающего в своей конструкции газовый и электрический ракетные двигатели [31], обеспечивающего высокую тягу и удельный импульс (рис. 5). Двигатель может работать в двух режимах. Первый режим обеспечивает высокий удельный импульс и состоит из электрореактивного двигателя с полевой эмиссией [39]. При работе на данном режиме двигатель создает тягу величиной 0.8...0.9 мкН и удельный импульс 1000...3000 с. В качестве рабочего тела предлагается использовать жидкий металл – индий, по причине низкой температуры плавления, низкой молекулярной массы и отсутствия процедур по изоляции и герметизации топливного бака для его хранения.

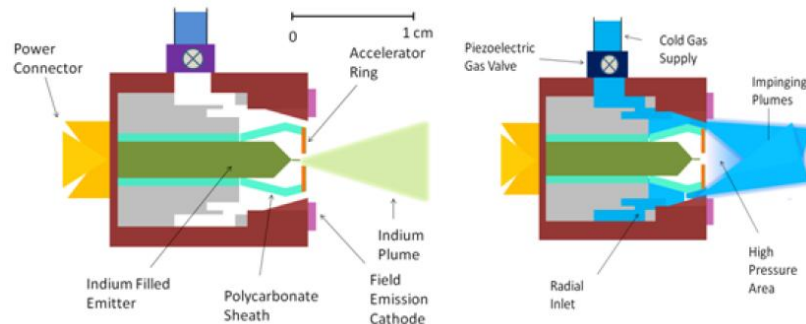


Рис. 5. Принципиальная схема химико-электрического двигателя [36]

Второй режим обеспечивает высокую тягу и состоит из газового ракетного двигателя. Удельный импульс равен 80...93 с, величина тяги 0.2...9 мН при использовании рабочего тела – аммиак. Особенностью газового ракетного двигателя является использование вместо традиционного сопла лавала – микрошипа, обеспечивающего получение большего удельного импульса при работе двигателя на малых расходах рабочего тела (2...10 мг/с). Основным недостатком данной комбинированной двигательной установки является применение двух различных топлив для реализации одного из режимов работы.

IV. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Представленный анализ газовых ракетных двигателей показывает, что большинство двигателей способны создавать удельный импульс не более 100 с, при этом величина тяги варьируется в диапазоне 10...1000 мН. Основным рабочим телом является инертный газ азот, реже наблюдается использование гелия, водорода и ксенона. В электрических ракетных двигателях наоборот, основным рабочим телом является ксенон. Средние значения тяги составляют 0.5...30 мН, а удельного импульса 300...2500 с.

Отдельно хочется отметить применение фторорганических и углеводородных соединений в качестве рабочего тела для газовых ракетных двигателей, что способствует уменьшению пассивной массы топливного бака ввиду хранения рабочего тела в жидком агрегатном состоянии.

Все рассмотренные газовые ракетные двигатели имеют схожий принцип конструкции и способы управления. С введением микроэлектромеханических систем прослеживается видоизменение конструкции двигателей, в части миниатюризации элементов управления.

VI. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведенные выше примеры подчеркивают преимущества и возможности комбинированных двигательных установок, предназначенных для космических аппаратов. На основе анализа представленных исследований, касающихся проектирования и разработок газового и электрического ракетных двигателей, были сформулированы следующие выводы:

1) Рабочее тело для питания газового ракетного двигателя можно использовать как в жидком, твердом так и газообразном виде. При этом, применение жидкого и твердого топлива приведет к уменьшению объема топливного бака на борту космического аппарата. Энергетические характеристики газового ракетного двигате-

ля ограничены термодинамическими параметрами рабочего тела и величиной отношения давления в камере сгорания и на срезе сопла. Основным рабочим телом является азот. Применение таких газов как водород, гелий и ксенон позволяет получить большую величину удельного импульса тяги, по сравнению с азотом, однако данные газы имеют малую плотность, что отрицательно сказывается на пассивной массе двигательной установки;

2) Энергетические характеристики электрического ракетного двигателя ограничены параметрами рабочего тела и потребляемой мощностью основных источников энергетических затрат – индуктора (реактора) для создания низкотемпературной плазмы и ионно-оптической системы для ускорения заряженных частиц. Наиболее эффективным рабочим телом является ксенон, по причине высокой молекулярной массы и меньшей энергии ионизации. Использование таких газов как аргон, криптон и азот требуют большую энергию ионизации, что отрицательно сказывается на потребляемой мощности двигательной установки;

3) Научный интерес и положительные летные испытания комбинированных двигательных установок позволяют судить об актуальности и новизне концепции химико-электрических двигателей.

Таким образом, совмещение двух конструкций ракетных двигателей в единой системе питания позволяет расходовать все топливо как для создания высокой тяги, так и для удельного импульса. Тем самым возможно получить универсальную и адаптируемую под любые задачи двигательную установку. Однако, на текущий момент основное внимание в исследованиях уделяется обеспечению совместимости электрических ракетных двигателей с топливом газового ракетного двигателя. Дальнейшее исследование предполагает проектирование и изготовление комбинированной двигательной установки для получения экспериментальных данных и оценки энергетических характеристик.

ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента РФ № МК-4378.2022.4.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Игнатенко Н. М. [и др.]. О системах стабилизации и ориентации космических аппаратов // Современные материалы, техника и технологии. 2016. № 2 (5). С. 109–114.
2. Лобанов В. С., Тарасенко Н. В., Зборошенко В. Н. Направления развития систем ориентации и стабилизации космических аппаратов различного назначения // Гироскопия и навигация. 2015. № 2 (89). С. 18–29. DOI: 10.17285/0869-7035.2015.23.2.018-029.
3. Андреев В. П. [и др.]. Проектирование и испытание бортовых систем управления / Под редакцией А. С. Сырова. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. 344 с.
4. Zandbergen B. T. C. Modern liquid propellant rocket engines // Delft, The Netherlands: Internal Publication. 2000. 55 p.
5. Kluever C. A. Spacecraft optimization with combined chemical-electric propulsion // J. Spacecraft Rockets. 1995. Vol. 32 (2). Pp. 378–380. DOI: 10.2514/3.26623.
6. Oland E., Kristiansen R., Nicklasson P. J. Combined chemical and electric thruster solution for attitude control // 2009 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST). IEEE. 2009. Pp. 627–631. DOI: 10.1109/RAST.2009.5158268.
7. Mani K. V., Cervone A., Topputo F. Combined Chemical–Electric Propulsion for a Stand-Alone Mars CubeSat // Journal of Spacecraft and Rockets. 2019. Vol. 56. Pp. 1–15. DOI: 10.2514/1.A34519.
8. Келдыш М. В. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика / Под ред. А. П. Александрова. М.: Наука, 1988. 498 с.
9. Ермошкин Ю. М. Области рационального применения электроракетных двигательных установок на космических аппаратах прикладного назначения // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М. Ф. Решетнёва. 2011. № 2 (35). С. 109–113.
10. Ракетные двигатели малой тяги. URL: https://niimashspace.ru/files/2020/Katalog-NIIMash-2020_compressed.pdf (дата обращения: 27.08.2022).
11. Газовый двигатель. URL: <https://fakel-russia.com/produkcija/> (дата обращения: 05.07.2022).
12. Cubesat Propulsion Systems. URL: <https://cubesat-propulsion.com/vacco-systems/> (дата обращения: 15.08.2022).
13. ESA's next satellite propelled by butane. URL: http://m.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/ESA_s_next_satellite_propelled_by_butane/ (дата обращения: 13.07.2022).
14. Gibbon D., Ward J., Kay N. The Design, Development and Testing of a Propulsion System for the SNAP-1 Nanosatellite // 2000 14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, USA, 2000. P. 1–7.

15. Coates A. J. [et al.]. In-orbit results from the SNAP-1 nanosatellite and its future potential // *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*. 2003. Vol. 361. Pp. 199–203. DOI: 10.1098/rsta.2002.1123.
16. Jong S. [et al.]. The Delfi-n3Xt nanosatellite: Space weather research and qualification of microtechnology // *J. Ubbels*. 2008. Vol. 11. Pp. 1–9.
17. Sarda K. [et al.]. Canadian Advanced Nanospace Experiment 2 Orbit Operations: One Year of Pushing the Nanosatellite Performance Envelope // *AGU Fall Meeting Abstracts*. 2009. Vol. 5. Pp. 1–19.
18. Kindracki J. [et al.]. Experimental research on low-cost cold gas propulsion for a space robot platform // *Aerospace Science and Technology*. 2017. Vol. 62. Pp. 148–157. DOI: 10.1016/j.ast.2016.12.001.
19. Köhler J. [et al.]. A hybrid cold gas microthruster system for spacecraft // *Sensors and Actuators A: Physical*. 2002. Vol. 97–98. Pp. 587–598. DOI: 10.1016/S0924-4247(01)00805-6.
20. Daimler-Benz. URL: <https://engineering.purdue.edu/~propulsi/propulsion/rockets/satellites/cgt1.html> (дата обращения: 5.07.2022).
21. Roscoe C. W. [et al.]. Formation establishment and reconfiguration using differential elements in J2-perturbed orbits // *J. Guid. Control Dyn.* 2015. Vol. 38. P. 1725–1740. Pp. 1725–1740. DOI: 10.2514/1.G000999.
22. Bowen J.; Villa M.; Williams A. CubeSat based Rendezvous, Proximity Operations, and Docking in the CPOD Mission // 2015 the 29th Annual AIAA/USA Conference on Small Satellites, Logan, Utah, USA, 2015. Pp. 1–9.
23. Kolmas J. [et al.]. System design of a miniaturized distributed occulter/telescope for direct imaging of star vicinity // 2016 IEEE Aerospace (AERO 2016), Big Sky, Montana, USA, 2016. Pp. 1–11.
24. Lemmer K. Propulsion for CubeSats // *Acta Astronautica*. 2017. Vol. 134. P. 231–243. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.01.048.
25. Persson S., Jacobsson B., Gill E. PRISMA—Demonstration Mission For Advanced Rendezvous and Formation Flying Technologies and Sensors // 2005 56th International Astronautical Congress (IAC), Fukuoka, Japan, 2005. P. 1–10. DOI: 10.2514/6.IAC-05-B5.6.B.07.
26. Wu S. [et al.]. A Multiple-CubeSat Constellation for Integrated Earth Observation and Marine/Air Traffic Monitoring // *Advances in Space Research*. 2020. Vol. 67 (11). Pp. 3712–3724. DOI: 10.1016/j.asr.2020.04.025.
27. Cold Gas Thrusters. URL: <https://www.moog.com/content/dam/moog/literature/sdg/space/propulsion/moog-coldgasthrusters-datasheet.pdf> (дата обращения: 18.08.2022).
28. DeGroot W. A. Propulsion Options for Primary Thrust and Attitude Control of Microspacecraft, NASA/CR—1998-206608. URL: <http://gltrs.grc.nasa.gov/reports/1998/CR-1998-206608.pdf> (дата обращения: 21.08.2022).
29. Marotta, Cold Gas Microthruster: URL: https://wiki.umn.edu/pub/AEM_Air_Launch_Team/ComponentList/cold-gas-micro-thruster-article.pdf (дата обращения: 24.08.2022).
30. Вавилов И. С. [и др.]. Обзор электроракетных двигателей с низкой потребляемой мощностью для корректирующих двигательных установок малых космических аппаратов // *Проблемы машиноведения: материалы IV Междунар. науч.-техн. конф.*, Омск. 2020. С. 236–248.
31. Cofer A., Venkattraman A., Alexeenko A. Microspike based chemical/electric thruster concept for versatile nanosat propulsion // 2011 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (AIAA), San Diego, USA, 2011. P. 1–13. DOI: 10.2514/6.2011-5921.
32. Kluever C. A. Optimal geostationary orbit transfers using onboard chemical-electric propulsion // *J. Spacecraft Rockets*. 2012. Vol. 49 (6). P. 1174–1182. DOI: 10.2514/1.A32213.
33. Berg S. P., Rovey J. L. Assessment of multi-mode spacecraft micropropulsion systems // *J. Spacecraft Rockets*. 2017. Vol. 54 (3). P. 592–601. DOI: 10.2514/1.A33649.
34. Koizumi H. [et al.]. Unified propulsion system to explore near-earth asteroids by a 50 kg spacecraft // 2014 28th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites (SSC), Logan, USA, 2014. P. 13–22. DOI: 10.2322/tastj.14.Pb_13.
35. Funase R. [et al.]. Initial operation results of a 50kg-class deep space exploration micro-spacecraft PROCYON // 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites (SSC), Logan, USA, 2014. P. 1–6.
36. Johnson I. [et al.]. Xenon cold gas thruster (XCGT) // 36th International Electric Propulsion Conference (IEPC), Vienna, Austria, 2019. P. 1–12.
37. Snyder J. S., Hofer R. R. Throttled Performance of the SPT-140 Hall Thruster // 2014 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (AIAA), Cleveland, USA, 2014. P. 1–7. DOI: 10.2514/6.2014-3816.
38. Day M. [et al.]. SPT-100 subsystem qualification status // 1996 32nd AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit (AIAA), Lake Buena Vista, USA, 1996. P. 1–13. DOI: 10.2514/6.1996-2713.
39. Tajmar M., Genovese A., Steiger W. Indium field emission electric propulsion microthruster experimental characterization // *J. of Propulsion and Power*. 2004. Vol. 20 (2). P. 211–218. DOI: 10.2514/1.9247.

УДК 629.785

DOI: 10.25206/2310-9793-2022-10-3-36-42

ОСОБЕННОСТИ МНОГОВАРИАНТНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИНЕРЦИОННЫХ ПЕНЕТРАТОРОВ ДЛЯ ДОСТАВКИ ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА В ГРУНТ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ

FEATURES OF THE MULTIVARIANT DESIGN OF INERTIAL PENETRATORS FOR DELIVERING PAYLOAD TO THE SOIL OF CELESTIAL BODIES

Е. В. Леун, А. А. Поляков, С. А. Чалов
АО «НПО Лавочкина», г. Химки, Московская область, Россия

E. V. Leun, A. A. Poliakov, S. A. Chalov
Lavochkin Association, Khimki, Russia

Аннотация. В работе рассматриваются основные критерии, определяющие особенности проектирования и особенности многовариантности конструкций инерционных пénéтраторов (ИП) для различных научных миссий. Рассмотрены конструктивные особенности перспективного ИП с разделяющимися в процессе ударного внедрения головной и хвостовой частями и предложены способы улучшения его характеристик.

Ключевые слова: контактные исследования, небесное тело, космический аппарат, пénéтрактор, полезная нагрузка, научная аппаратура, ударное внедрение, перегрузка, кратер, «ледяной пénéтрактор», сублимация льда.

Abstract. The paper considers the main criteria that determine the design features and features of the multivariance of the designs of inertial penetrators (IP) for various scientific missions. The design features of a promising IP with separable head and tail parts in the process of shock penetration are considered and ways to improve its characteristics are proposed.

Keywords: contact research, celestial body, spacecraft, penetrator, payload, scientific equipment, impact penetration, reloading, crater, "ice penetrator", ice sublimation.

I. ВВЕДЕНИЕ

Контактные исследования космических небесных тел вызывают высокий интерес научной общественности. Наиболее интересны Луна, Венера, Марс, Фобос, Европа, другие планеты со своими спутниками, а также различные астероиды и кометы. Один из вариантов осуществления контактных исследований заключается в использовании внедряемых проникающих зондов – инерционных пénéтраторов (ИП). Они похожи на снаряд с полезным грузом в виде научной аппаратуры, отстреливаются от орбитального космического аппарата и движутся по инерции к исследуемому небесному телу (ИНТ) с последующим ударным внедрением в него для изучения его параметров и физико-механических характеристик его грунта.

К основным требованиям успешного осуществления научной миссии с применением ИП с учетом характеристик ИНТ и его грунта можно отнести следующие:

- 1) устойчивость к перегрузке, возникающей при ударном внедрении в грунт ИНТ;
- 2) обеспечения электроэнергией;
- 3) передача научной информации на орбитальный аппарат и/или на Землю по радиоканалу.

К настоящему времени разработаны различные варианты ИП [1-11], в т.ч. нестандартных, например, в виде т.н. «ледяного» пénéтратора [2]. Но на современном этапе, связанным с накоплением большого опыта изучения таких космических аппаратов, прогресс в этом направлении также должен быть связан уже и с разработкой единых основ проектирования ИП с созданием систем автоматизированного проектирования (САПР) ИП.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В связи с вышеизложенным, задачей исследования является рассмотрение различных вариантов ИП для разработки основ проектирования и САПР ИП для контактных исследований небесных тел.

III. ТЕОРИЯ

В разделе рассмотрены основные критерии, определяющие особенности проектирования и особенности некоторых вариантов ИП для различных научных миссий. Рассмотрены особенности ИП с разделяющимися головной и хвостовой частями в процессе ударного внедрения, способы улучшения характеристик ИП. Обсуждаются вопросы разработки системы автоматизированного проектирования (САПР) ИП.

1. Основные критерии, определяющие особенности проектирования ИП.

К основным критериям успешного осуществления научной миссии с использованием ИП можно отнести следующие:

1. Выбранные параметры ИНТ и его грунта для осуществления измерений;
2. Скоростно-силовые характеристики во время ударного внедрения.
3. Параметры ИНТ, влияющие на реализацию научной задачи (миссии).
4. Особенности конструкции ИП;

Каждый из вышеупомянутых критериев в свою очередь включает следующие составляющие:

1. Выбранные параметры ИНТ и его грунта для осуществления измерений;
 - 1.1 Контролируемы наличие у ИНТ и ее параметры атмосферы;
 - 1.2 Видеорегистрация поверхностного грунта,
 - 1.3 Определение размеров составляющих грунта, в т.ч. с возможностью его возврата на Землю;
2. Скоростно-силовые характеристики до и во время ударного внедрения:
 - 2.1 Скорость полета
 - 2.2 Ударно-силовые нагрузки, возникающие при ударном внедрении, зависящие от прочности грунта и корпуса ИП, скорости удара, требуемой глубины ударного внедрения ИП,
 - 2.2 Значения параметров ударного внедрения (материал корпуса ИП, температура нагрева, значение электронного эмиссионного тока и другие), способные привести к инерциальному взрыву ИП;
 - 2.3 Последствия ударного внедрения.
3. Параметры ИНТ, влияющие на реализацию научной задачи (миссии).
 - 3.1 Наличие у ИНТ атмосферы и ее параметры;
 - 3.2 Длительность суток,
 - 3.3 Распределение температур атмосферы и грунта ИНТ;
 - 3.4 Предварительные характеристики грунта ИНТ;
4. Особенности конструкции ИП:
 - 4.1 Конструкция и характеристики; угла раствора конической головной части
 - 4.2 Состав научной аппаратуры и его особенности научной миссии по исследованию небесного тела и его грунта;

4.3 Использование специальных технических устройств: надувных отверждаемых конструкций, устройства ориентации антенны, средств для локации и навигации с применением излучателя, работающего в инфракрасном, видимом или ультрафиолетовом диапазонах длин волн.

Поэтапное осуществление всех действий с ИП можно описать с помощью циклограммы полета, включающей следующие основные этапы:

- старт с Земли,
- перелет в окрестности ИНТ,
- полет на заданное расстояние к ИНТ,
- выравнивание,
- отделение (отстрел) ИП для инерционного движения в направлении ИНТ,
- полет (падение) ИП к ИНТ,
- ударное внедрение в грунт ИНТ,
- начало научной миссии с передачей научной информации на орбитальный аппарат и/или Землю.

2. Особенности различных вариантов ИП.

Для выделения операций общих для различных научных миссий рассмотрим варианты ИП.

2.1 Инерционные ИП для безатмосферных небесных тел.

Отсутствие атмосферы или наличие разреженной атмосферы имеет две особенности, влияющие на конструкции ИП:

- 1) сложность торможения ИП для снижения его скорости;
- 2) суточные температурные перепады температуры.

Особенностью использования ИП для безатмосферных небесных тел является требование оптимального подбора сочетания скорости внедрения с характеристиками грунта.

Рассмотрим пример реализации лунной научной миссии с использованием ИП. Итак, баллистические расчеты показывают, что ИП отделившийся со скоростью ≈ 50 м/с от орбитального аппарата, находящегося на орбите Луны высотой 100 км, при подлете к ней будет иметь скорость ≈ 1950 м/с. Ударное внедрение такого ИП с углом раствора конуса головной части $2\gamma \approx 15^\circ$ в лунный малопрочный реголит близкий по свойствам к мелкозернистому песку (плотность ≈ 1700 кг³/м, прочность грунта - 10 МПа) приведет к погружению до 30 м с образованием чрезмерно глубокого кратера. Нормальной считается глубина кратера не более 15-20 м.

Уменьшая расстояние до Луны до значений не более 2860 ± 1500 м во время специального полетного маневра с последующим отстрелом ИП скорость удара можно уменьшить до 90 ± 30 м/с с общим временем падения до встречи в грунтом от 2 до 54 с.

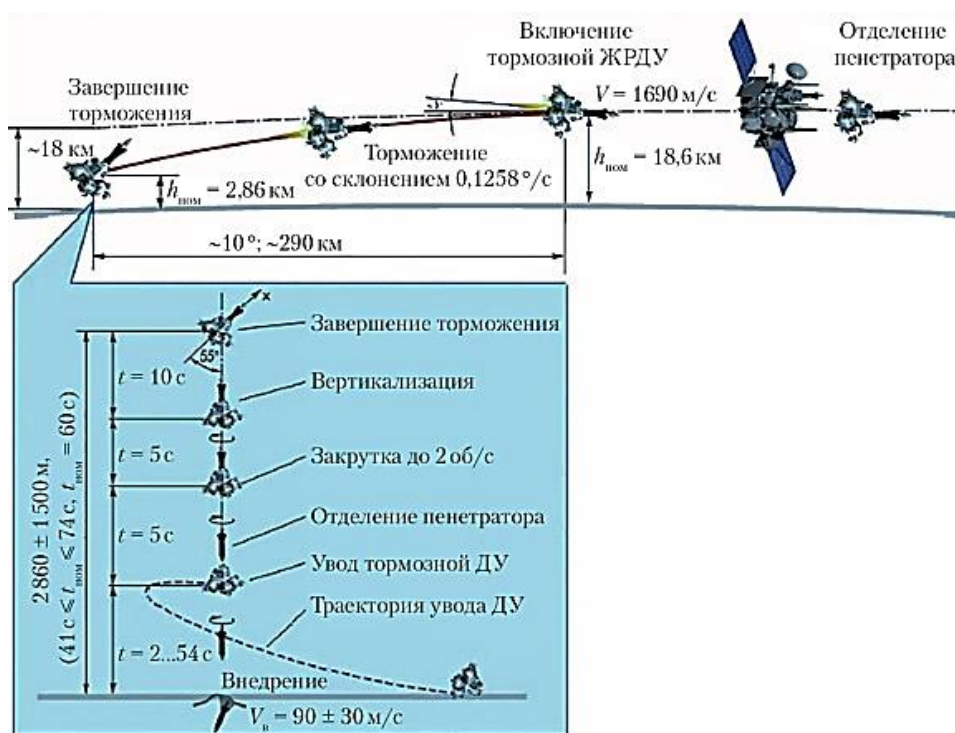


Рис. 1. Основные этапы полета ИП лунной научной миссии (взято из [6]).

Использование суточных температурных перепадов позволяет использовать термоэлектрические генераторы в качестве долговременного источника питания. Наиболее подходящими для этого могут быть Меркурий с колебаниями от -190 °С (ночью) до $+430$ °С (днем), Луна с колебаниями от -170 °С (ночью) до $+130$ °С (днем), Марс (для некоторых районов) с колебаниями от -53 °С до $+22$ °С летом и от -103 °С до -43 °С зимой.

2.2 ИП с элементами конструкции на основе льда.

В [2] были описаны устройство и принцип действия т.н. «ледяного» ИП, включающего элементы, например, корпус из высокопрочных модификаций льда. Уникальным свойством такого ИП является возможность удаления ледяных частей при сублимации льда. Появляются возможности изучения и прямого контактирования приборов научной аппаратуры с подповерхностными слоями грунта.

3. Анализ технических характеристик ИП с разделяющимися головной и хвостовой частями при ударном внедрении.

Рассмотрим перспективную конструкцию разделяющегося ИП, в которой головная часть после удара о поверхность ИНТ продолжает погружаться в грунт, а хвостовая часть остается на поверхности для осуществления радиосвязи с орбитальным аппаратом и/или Землей (рис. 2).

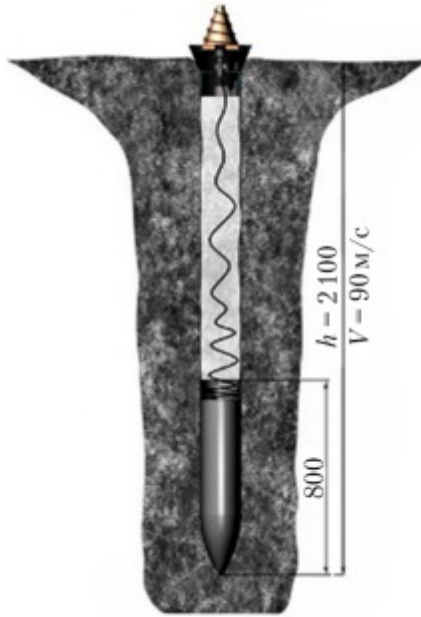


Рис. 2. ИП с разделенными головной и хвостовой частями после ударного внедрения в грунт Луны (взято из [6]).

Значения требуемого уровня перегрузок G , предъявляемых к ударостойким приборам научной аппаратуры, можно оценить с учетом данных, полученных в [8]. Так, согласно соотношениям связывающим перегрузку G , ускорение a , начальную v_0 (скорость удара) и конечную v (при торможении $v=0$ м/с) скорости и перемещение, равное длине кратера $l_{\text{крат}}$, можно записать выражение для расчета перегрузки G , измеряемой в g :

$$G = \frac{a}{g} = \frac{v_0^2}{2gl_{\text{крат}}}, \quad (1)$$

Из расчетов, проведенных в [8], следует что требуемая ударостойкость используемых приборов научной аппаратуры и блоков их составляющих в настоящее время и ближайшую перспективу с учетом некоторого запаса должно доходить до $(10 \dots 15) \cdot 10^4$.

С помощью формулы (1) можно определить превышение перегрузки хвостовой части на головной частью N_0 , принимая, что последняя абсолютно жесткая:

$$N_0 = \frac{G_{\text{хвост}}}{G_{\text{крат}}} = \frac{l_{\text{крат}}}{l_{\text{хвост}}}, \quad (2)$$

где $l_{\text{крат}}$ и $l_{\text{хвост}}$ – глубина кратера, образованного от ударного внедрения головной части и продавливание грунта от удара хвостовой части соответственно.

Так, например, при исходных данных $l_{\text{крат}}=20$ м и $l_{\text{хвост}}=0,2$ м получается $N_0=100$, т.е. 100-кратное превышение перегрузки хвостовой части на головной частью, обуславливающее принятие специальных мер для предотвращения ее разрушения. Такими мерами перед ударным внедрением могут быть т.н. «удлинение» конструкции ИП с введением в него устройства поглощающего ударную нагрузку на хвостовую часть (демпфер, тормоз или др.), обратный отстрел хвостовой части или их гибридное сочетание.

Вариант «удлиняющегося» ИП может быть выполнен на основе телескопической конструкции с фиксацией при раздвижении. Тогда раздвижение частей телескопического ИП перед ударным внедрением торможения позволит увеличить расстояние между головной и хвостовой частями в идеале до глубины образующейся воронки $l_{\text{хвост}} \rightarrow l_{\text{гол}}$ и при соответствующем демпфировании это позволит довести значение $G_{\text{хвост}}$ до $G_{\text{гол}}$: $G_{\text{хвост}} \rightarrow G_{\text{гол}}$, существенно уменьшая превышение перегрузки хвостовой части на головной частью $N_0 \rightarrow 1$.

Обратный отстрел хвостовой части ИП показан на рис. 3а,б, на котором обозначены дальномер 1, головная часть 2, направляющие 3, хвостовая часть 4, электрический кабель 5. Этот технический прием был предложен в [9], реализуется при подлете к ИНТ на расстояние l_0 , определяемое с помощью дальномера 1 и предна-

значен для уменьшения скорости падения хвостовой части 4 на ИНТ и соответствующей перегрузки G . Значения перегрузки G можно рассчитать по формуле:

$$G = \frac{(v_{\text{гол}} - v_{\text{отс}})^2}{2gl_{\text{крат}}}, \quad (3)$$

где $v_{\text{гол}}$ и $v_{\text{отс}}$ - скорости движения головной части 2 и скорости отстрела хвостовой части 4 соответственно.

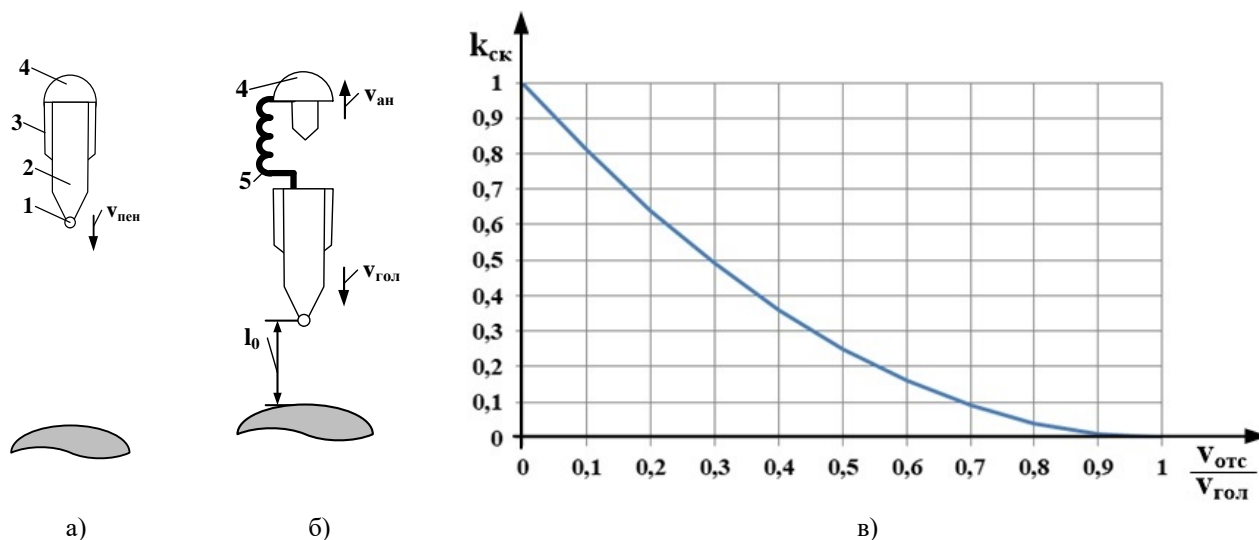


Рис. 3. Осуществление «обратного отстрела» хвостовой части от головной части: временные диаграмма (а,б), зависимость скоростного коэффициента $k_{\text{ск}}$ от изменений соотношения $\frac{v_{\text{отс}}}{v_{\text{гол}}}$.

Тогда формулу (1) можно переписать к виду

$$N = \frac{(v_{\text{гол}} - v_{\text{отс}})^2}{v_{\text{гол}}^2} \cdot \frac{l_{\text{крат}}}{l_{\text{хвост}}} = \left(1 - \frac{v_{\text{отс}}}{v_{\text{гол}}}\right)^2 \cdot N_0 = k_{\text{ск}} \cdot N_0 \quad (4)$$

где $k_{\text{ск}} = \left(1 - \frac{v_{\text{отс}}}{v_{\text{гол}}}\right)^2$ – скоростной коэффициент.

Скоростной коэффициент $k_{\text{ск}}$ является безразмерным и показывает степень уменьшения влияния скорости движения хвостовой части на перегрузку N_0 при ее обратном отстреле ИП. На рис.3в представлены график зависимости скоростного коэффициента $k_{\text{ск}}$ от изменений соотношения $\frac{v_{\text{отс}}}{v_{\text{гол}}}$ в диапазоне от 0 до 1.

4. САПР ИП для доставки полезного груза в грунт небесных тел.

В связи с тем, что проектирование ИП неизбежно включает в себя процедуру оптимизации выбора из многовариантных исходных данных, то для его совершенствования на современном этапе уже возникает потребность достижения максимально возможной автоматизации процесса. Это возможно при разработке различных систем автоматизированного проектирования (САПР) ИП.

Схема одного из вариантов САПР ИП изображена на рис.4. Согласно ней в научном сообществе изначально имеется база данных небесных тел, накопленная к настоящему времени по результатам космических исследований.

Для новых космических исследований научный коллектив вместе с космическим агентством одной или нескольких стран, например, Российская академия наук, ГК «Роскосмос» в рамках проектов формируют новую научную задачу и условия для ее реализации, в т.ч. с учетом вышеупомянутой циклограммы полета. С учетом этого используется информация из базы данных для исследований выделяются параметры ИНТ и его грунта. Кроме того, на основе информации из вышеупомянутой базы данных рассчитываются параметры ударного внедрения и выделяются параметры ИНТ, влияющие на реализацию научной задачи.

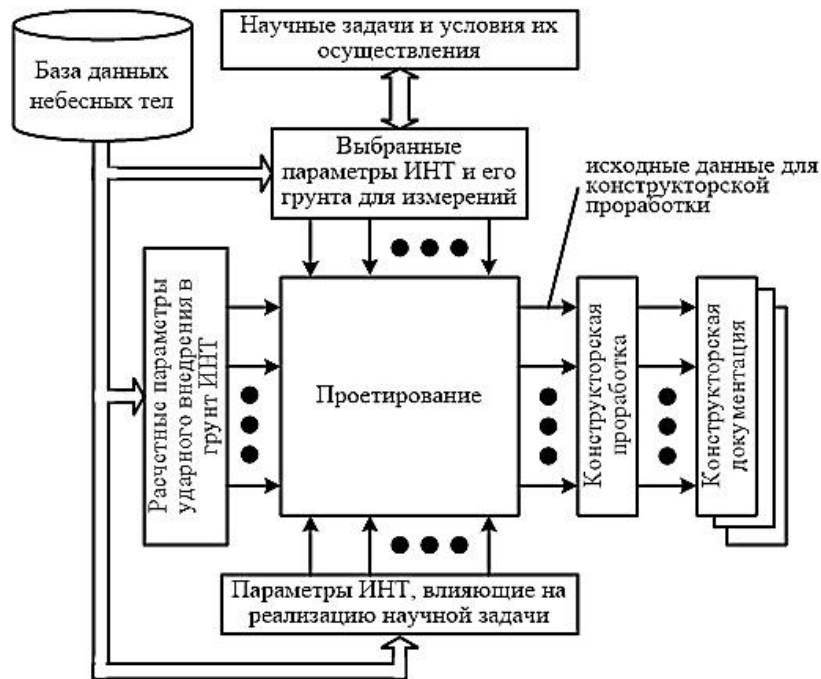


Рис. 4. Схема САПР ИП для доставки полезного груза в грунт небесных тел.

Процесс проектирования является многогранным, системно объединяет и преобразует все входные данные и ориентирован в итоге на формирование исходных данных для подробной конструкторской проработки с учетом применения различных материалов, технических требований и других ограничений, предъявляемым к элементам конструкции ИП.

Конструкторская проработка является заключительным этапом всего процесса проектирования с формированием необходимой конструкторской документации (чертежей, инструкций по эксплуатации и других документов) для производства и эксплуатации ИП.

IV. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

1. К основным требованиям успешного осуществления научной миссии с применением ИП с учетом характеристик ИНТ и его грунта можно отнести выполнение следующих трех условий:

- 1) устойчивость к перегрузке, возникающей при ударном внедрении в грунт ИНТ;
- 2) обеспечения электроэнергией;
- 3) передача научной информации на орбитальный аппарат и/или на Землю по радиоканалу.

2. Способами уменьшения перегрузки на хвостовую часть разделяющегося ИП могут быть т.н. «удлинение» конструкции ИП с введением в него устройства поглощающего ударную нагрузку на хвостовую часть (демпфер, тормоз или др.), обратный отстрел хвостовой части или их гибридное сочетание.

3. Зависимость значений превышения перегрузки хвостовой части над головной частью N от соотношения скоростей отстрела хвостовой части к головной части $\frac{v_{отс}}{v_{гол}}$ близка к обратной линейной зависимости.

4. Разработка единых основ проектирования с разработкой САПР ИП может включать исходные три операции:

- формирование новой научной задачи и условия для ее реализации;
- расчет параметров ударного внедрения в грунт ИНТ;
- выделение параметров ИНТ, влияющие на реализацию научной задачи.

V. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В основе проектирования ИП лежит многовариантность, обусловленная множественностью сочетаний индивидуальных особенностей изучаемого небесного тела, научными программами их исследований, предъявляющего основные технические требования к ИП для успешного выполнения миссии. В первую очередь к ним

следует отнести устойчивость к перегрузке, возникающей при ударном внедрении; обеспечения электроэнергией и передачи научной информации на орбитальный аппарат и/или на Землю через встроенный радиокomплекс.

ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ. БЛАГОДАРНОСТИ

Работа выполнена в инициативном порядке.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пат. 2111900 Российская Федерация, МПК В 64 G 1/00. Пенетратор для исследования поверхности небесных тел / Акулов Ю. П. № 4538462; заявл. 10.01.91; опубл. 27.05.1998.
2. Пат. 2626792 Российская Федерация, МПК В 64 G 1/00. Способ доставки полезного груза в грунт небесного тела, обеспечения исследований грунта и небесного тела и устройство его реализации (варианты) / Шалай В. В., Пичхадзе К. М., Багров А. В., Леун Е. В. [и др.]. № 2015154859; заявл. 16.05.16; опубл. 01.08.17, Бюл. № 22.
3. McDaniel C Steven Life seeking exoplanet penetrator US patent No. 10718750, IPC B64G1/64, B64G99/00, F42B25/00, filed January 01 th, 2015, published July 21th, 2020.
3. Luo H., Liu G., Fu J. Yu M. et al. High-speed impacting penetrator structure for detecting lunar soil CN patent No. 105929140, IPC G01N33/24, filed July 11th, 2016, published November 02th, 2018.
4. Haitao L., Chaohui F. Numerical Analysis of Penetration of Planetary Penetrator, Proc. Conference: 2021 12 th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), Jul 2021 DOI: 10.1109/ICMAE52228.2021.9522511.
5. Jia S., Cai Z. Penetrator for detecting extraterrestrial celestial body with atmospheric layer and solid surface CN patent No. 113479345, IPC B64G1/22, B64G1/24, B64G1/58, filed Juny 08th 2021, published October 28th, 2021.
6. Леун Е. В., Нестерин И. М., Пичхадзе К. М., Поляков А. А., Сысоев В. К. Обзор схем пенетраторов для контактных исследований космических объектов // Космическая техника и технологии. 2022. № 2 (37). С. 103–117.
7. Hopf T., Kumar S., Karl W. J. [et al.]. Shock protection of penetrator-based instrumentation via a sublimation approach // Advances in Space Research. 2010. Vol. 45. Pp. 460–467.
8. Леун Е. В., Поляков А. А., Защирицкий С. А., Сысоев В. К., Пичхадзе К. М., Шалай В. В. Некоторые особенности ударного внедрения пенетраторов в грунт небесных тел // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2021. Т. 5, № 1. С. 71–79. DOI: 10.25206/2588-0373-2021-5-1-71-79.
9. Skulinova M., Zheng W., HuY.-R. [et al.]. Micro-Penetratorfor Canadian Planetary Exploration // World Academy of Science, Engineering and Technology. 2011. Vol. 5. P. 366–373.
10. Леун Е. В., Поляков А. А., Багров А. В., Сысоев В. К., Пичхадзе К. М., Шалай В. В. Физико-технические вопросы создания и эксплуатации пенетраторов с ледяными наконечниками для исследования параметров подповерхностного грунта небесных тел // Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли: материалы XIV Всерос. науч.-техн. конф., посвященной памяти главного конструктора ПО «Полет» А. С. Клинышкова. Омск, 2020. С. 37–40.
11. Федоров С. В., Федорова Н. А. Влияние импульса реактивной тяги на глубину проникания исследовательского зонда в грунт планеты // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2013. Т. 2. С. 148–157.

УДК 629.78.03”313”

DOI: 10.25206/2310-9793-2022-10-3-43-47

**ЭКСПЕРИМЕНТЫ «ИМПУЛЬС-МОДЕЛЬ» И «ИМПУЛЬС-ПУСК»
НА ЛЕТАЮЩИХ СТЕНДАХ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ И СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ
РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ПРОТОТИПОВ ИМПУЛЬСНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТИПА
«ИМПУЛЬС-А (У)» И ИНТЕГРИРОВАННЫХ С НИМИ КОНСТРУКЦИЙ
СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ООО «Д-СТАРТ» НА БАЗЕ ОМГТУ**

**EXPERIMENTS «IMPULSE-MODEL» AND «IMPULSE-LAUNCH» ON FLYING
STANDS FOR THE STUDY AND IMPROVEMENT OF THE PERFORMANCE
OF PROTOTYPES OF PULSE ENGINES OF THE «IMPULSE-A (U)» TYPE
AND INTEGRATED WITH THEM DESIGNS OF ULTRA-SMALL SPACECRAFT
BY D-START LLC ON THE BASE OF OMSTU**

Д. А. Новосельцев

ООО «Д-Старт», г. Омск, Россия

Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

D. A. Novoseltsev

D-Start LLC, Omsk, Russia

Omsk State Technical University, Omsk, Russia

Аннотация. В целях уточнения особенностей рабочего процесса космических импульсных двигателей сверхмалых космических аппаратов типа «Импульс-А (У)», ведется подготовка серии экспериментов в условиях, близких к реальным условиям эксплуатации. В рамках всероссийского конкурса «Линия Кармана» студенческими командами ОмГТУ под научным руководством автора ведется разработка космического стенда для эксперимента «Импульс-Модель» на модуле МКС и стратосферного летающего стенда для пускового эксперимента «Импульс-Пуск» на стратостате.

Ключевые слова: двигатель, макет КА, мишень, отражатель, стенд, МКС, стратостат.

Abstract. In order to clarify the features of the working process of space pulse engines of ultra-small spacecraft of the «Impulse-A (U)» type, a series of experiments is being prepared under conditions close to real operating conditions. As part of the All-Russian competition «Karman Line», the student teams of OmSTU, under the scientific supervision of the author, are developing a space stand for the «Impulse-Model» experiment on the ISS module and a stratospheric flying stand for the «Impulse-Launch» experiment on the stratostat.

Keywords: engine, spacecraft layout, target, reflector, stand, ISS, stratostat.

I. ВВЕДЕНИЕ

Как отмечалось ранее [1], в 2020 г. автором и организованным им малым научно-техническим инновационным предприятием ООО «Д-Старт» была поставлена задача создания достаточно простых и эффективных двигателей для космических аппаратов (КА) фемто-класса с внешними источниками энергии, обеспечивающих в перспективе возможность использования космического мусора в качестве источника энергии, а также иных внешних источников энергии. Было предложено семейство технических решений на базе технологии и конструктивных элементов ракетных двигателей с внешними источниками энергии для одноимпульсных маневров КА. В дальнейшем область поиска была расширена на более тяжелые КА – пико-класса и наиболее легкие нано-класса типа CubeSat, а также на солнечные двигатели микротяги.

К апрелю 2022 г. в рамках НИОКР № АААА-А20-120081290005-8 «Разработка и испытания прототипов кинетического реактивного двигателя (КРД) с рабочим процессом за счет утилизации кинетической энергии космического мусора. Разработка и испытания экспериментального образца мишени прототипа двигателя.»,

выполняемой за счет гранта Фонда содействия инновациям, был разработан и изготовлен наземный мобильный стенд МСИД, на котором успешно выполнена серия испытаний прототипов солнечных термосублимационных двигателей «Импульс-С, ТС» и импульсных двигателей «Импульс-А (У)», устанавливаемых на маятниковой подвеске в термобарокамере с возможностью имитации солнечного излучения.

Однако, конструкция и условия эксплуатации стенда не позволяют исключить влияние силы тяжести, и термобарокамера имеет небольшой ограниченный объем, что требует использования исключительно косвенных методов измерения тяги или приращения скорости (по углу отклонения маятниковой подвески), и исключает возможность испытания двигателей, интегрированных с полноразмерным современным сверхмалым КА типа CubeSat 3U. Также имело место разрушение материала и деформация блоков рабочего тела солнечных двигателей под действием силы тяжести (что, впрочем, не привело к заметному снижению их характеристик).

Одним из нерешенных в рамках выполненных работ вопросов является значительное (более чем в 3 раза) превышение экспериментальных значений приращения скорости для прототипов импульсных двигателей над расчетным [1]. Несмотря на наличие имеющегося предварительного теоретического объяснения, этот вопрос требует дополнительного уточнения.

II. Постановка задачи

Таким образом, кроме продолжения серии наземных экспериментов на стенде МСИД, для исследования и совершенствования рабочего процесса прототипов импульсных и комбинированных двигателей семейства «Импульс» ООО «Д-Старт» в условиях, максимально приближенных к реальным условиям их последующей эксплуатации (включая отсутствие заметного влияния силы тяжести), было запланировано создание двух летающих стендов – космического и стратосферного.

На космическом стенде предполагается изучение рабочего процесса двигателя и движения макета космического аппарата с интегрированным двигателем типа «Блок» в условиях технического вакуума и практической невесомости (микрогравитации), при малой мощности импульсного источника энергии и малых приращениях скорости макета КА в импульсе, при прямолинейном движении КА. В первоначальной постановке задачи макет КА имитирует современный форм-фактор PocketQube, популярный для ряда конструкций КА пико- и фемто-класса, и являющийся пропорционально уменьшенной версией форм-фактора CubeSat (50x50x50xN мм, N=1...3). В ходе экспериментов планируется определение энергии стартового импульса двигателя по [1], стартового ускорения макета КА, давления газообразных продуктов источника энергии на рабочую поверхность отражателя двигателя, скорости макета КА после срабатывания источника энергии (приращения скорости), а также ускорения при торможении макета КА при столкновении с улавливателем, (соответственно, определение кинетической энергии макета КА и эффективности рабочего процесса), при этом величина энергии и расстояния от источника энергии, имитирующего мишень двигателя, до рабочей поверхности отражателя, могут задаваться в определенных пределах.

На стратосферном летающем стенде предполагалось рабочее процесса двигателя и движения макета космического аппарата с интегрированным двигателем в условиях низкого давления и свободного падения по баллистической траектории, близких к условиям низкоорбитального маневра. В первоначальной постановке задачи макет КА имитирует современный КА форм-фактора CubeSat 3U, и осуществляется его полет по баллистическому участку в стратосфере с последующей парашютной посадкой. В ходе экспериментов предполагалось определение при заданной массе пиротехнического имитатора мишени (и, соответственно, энергии стартового импульса двигателя) по [1] стартового ускорения макета КА с помощью бортового акселерометра, и скорости макета КА после срабатывания источника энергии (приращения скорости). При разработке летающего стенда предусмотрена возможность его неоднократного использования с различными мишенями и макетами КА.

III. РЕАЛИЗАЦИЯ ЗАДАЧИ

В существующих условиях, разработка и изготовление летающих стендов и подготовка и проведение экспериментов реализуются в рамках всероссийского конкурса экспериментов в космосе и стратосфере «Линия Кармана», двумя студенческими командами ОмГТУ – «Д-Старт-ОмГТУ» (эксперимент «Импульс-Модель») и «Астромеханики» (эксперимент «Импульс-Пуск») под научным руководством автора и на базе научно-технического задела, полученного в рамках НИОКР № АААА-А20-120081290005-8, по ранее согласованным ТЗ.

В период 26.10.2022 г. – 01.10.2022 г. на очный этап конкурса представляются действующий макет космического стенда для эксперимента «Импульс-Модель» и действующий стратосферный летный стенд для эксперимента «Импульс-Пуск».

Цель эксперимента «Импульс-Модель»: отработка обеспечивающих систем космических аппаратов пико- и фемто-класса на борту МКС. Задачи эксперимента: определение характеристик и отработка конструкций космических аппаратов пико-класса типа PocketQube (размеры до (3x50)x50x50 мм, массой до 100 г.) и фемто-класса типа ChipSat (размеры до 50x50 мм) с интегрированными отражателями модельных импульсных двигателей малой мощности, в условиях невесомости на МКС, при одноимпульсных маневрах и маневрах ударного торможения.

Конструкция космического стенда по ТЗ должна обеспечивать:

- вакуум (порядка 10-5 Па)
- установку испытываемых макетов КА;
- регулирование расстояния между имитационной мишенью и КА и мощность взрывной газификации имитационной мишени; фиксацию макетов КА в заданном предстартовом положении и расфиксацию непосредственно перед запуском;
- обеспечение и поддержания вакуума в ходе эксперимента;
- взрывную газификацию мишени - по условиям технической безопасности, взрывная газификация имитационной мишени на экспериментальной установке осуществляется непиротехническими (например, пневматическими высокого давления или иными) средствами, с использованием невзрывоопасных, непожароопасных, не высокотемпературных, нетоксичных компонентов и материалов;
- неповреждающее торможение макета КА;
- регистрацию измеряемых параметров (действующего ускорения и (опционно) давления продуктов взрывной газификации имитационной мишени на рабочую поверхность отражателя импульсного двигателя);
- визуальный контроль эксперимента и видеорегистрацию рабочего процесса;
- сбор данных и хранение данных экспериментов в доступном копированию цифровом формате на энергонезависимом носителе;
- максимальный линейный размер (длина) не более 500 мм;
- просвет рабочей части вакуумной камеры – более 50x50 мм (для установки макетов КА с гарантированным зазором);
- питание экспериментальной установки, ее вспомогательного оборудования, систем регистрации, сбора и хранения данных осуществляется от бортовой электрической сети российского сегмента МКС;
- обеспечение вакуума и взрывной газификации мишени, регистрации, сбора и хранения данных возможно с использованием бортового оборудования российского сегмента МКС.

Действующий макет космического стенда, изготавливаемый в ОмГТУ для демонстрации основных технических решений, отличается рядом упрощений:

- установка выполнена негерметичной, рабочий процесс осуществляется при атмосферном давлении в рабочей камере, за счет этого используется менее прочная конструкция;
- увеличен просвет рабочей камеры до 100x100 мм;
- в качестве макета КА используется рамочная конструкция сечением 90x90 мм, изготовленная 3D-печатью, для размещения сменных электронных компонентов, со сплошным основанием отражателя, с возможностью увеличения массы с помощью сменных грузов;
- регистрация параметров осуществляется акселерометром, установленным на макете КА, и датчиком удара, расположенным на улавливателе в торце рабочей камеры, также осуществляется видеорегистрация движения макета КА через прозрачные стенки рабочей камеры;
- в качестве источника энергии используются пневматические баллоны, возможно ступенчатое регулирование энергии импульса выбором соответствующего баллона;
- регулирование расстояния между источником энергии и макетом КА и фиксация макета КА осуществляется магнитом с внешней стороны стенки камеры.

Разработчиками и изготовителями макета стенда является студенческая команда «Д-Старт-ОмГТУ». После демонстрации действия макета стенда на конкурсе «Линия Кармана» 28.09.2022 г. предполагается его дальнейшее использование, как для исследования рабочего процесса импульсных двигателей, так и в рамках учебного процесса профильной кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ и подготовки научно-инженерных кадров. Конструкция макета стенда допускает возможность неоднократной модернизации.



Рис. 1. Сборка действующего макета космического стенда для эксперимента «Импульс-Модель»

Изготовление космического стенда, его доставка на МКС и проведение экспериментов, в соответствии с программой конкурса «Линия Кармана», планируются в период с 01.11.2022 г. по 31.12.2023 г. В дальнейшем на базе космического стенда планируется разработка пусковой установки сверхмалых КА для новых модулей орбитальной станции РОСС, обеспечивающий массовый запуск сверхмалых КА, или экспонирование в условиях ближнего космоса их элементов и материалов, из внутреннего объема модуля без внекорабельной деятельности, по принципу торпедного аппарата.

Цель эксперимента «Импульс-Пуск» - летные (пусковые) испытания прототипа импульсного двигателя типа «Импульс-А» для одноимпульсного маневра действующего макета КА типа CubeSat 3U в стратосфере. Осуществляется моделирование одноимпульсного межорбитального маневра КА с импульсным двигателем в условиях, близких к реальным условиям космического полета, и определение его характеристик (в т.ч. для последующей коррекции методики расчета). Эксперимент является дополнением планируемого эксперимента «Импульс-Модель» на МКС, в другом диапазоне рабочих режимов двигателей, в рамках общей серии исследований.

В исходной версии эксперимента на стратостате устанавливается летающий стенд - пусковое устройство с установленным и закрепленным в нем макетом КА (на базе конструктора полезной нагрузки ООО «Стратонавтика») с установленным в хвостовой части макета отражателем прототипа двигателя «Импульс-А», мишенью прототипа двигателя, электрозапалами, бортовым источником питания (аккумуляторные батареи макета КА) и фиксатором КА в пусковом устройстве. Пусковое устройство представляет собой открытую со стороны направления полета макета КА конструкцию с газозащитными экранами в области мишени, защищающими другие экспериментальные устройства и стратостат от воздействия продуктов газификации мишени. На заданной высоте по таймеру или сигналу датчика атмосферного давления макета КА при срабатывании электрозапалов происходит разрушение крепления макета КА и активация мишени. За счет воздействия высокоэнергетических продуктов газификации на отражатель прототипа двигателя макет КА импульсом приобретает горизонтальную скорость и совершает одноимпульсный маневр, в ходе которого вылетает из пускового устройства и совершает автономный полет в стратосфере со снижением. В случае несрабатывания электрозапалов или мишени крепления макета КА сохраняют целостность, и он не отделяется от пускового устройства. В момент срабатывания прототипа двигателя регистрируется ускорение с помощью бортового акселерометра макета КА. В свободном полете с момента срабатывания прототипа двигателя регистрируется изменение текущих координат с помощью бортового приемника GPS/ГЛОНАСС макета КА, по которому в дальнейшем расчетным путем определяется горизонтальная скорость полета. При снижении макета КА до более плотных слоев атмосферы и возрастании вертикальной скорости его падения за счет силы аэродинамического сопротивления осуществляется вытягивание и раскрытие парашюта, уложенного в свободном отсеке макета КА, и последующее плавное снижение и мягкая посадка макета КА. Пусковое устройство остается закрепленным на стратостате.

В дальнейшем по требованию организаторов конкурса «Линия Кармана» отделение макета КА от пускового устройства и его парашютная посадка были исключены. После регистрации ускорения бортовым акселерометром макет КА фиксируется в пусковом устройстве развертываемым коротким фалом. Имитация свободного полета по баллистической траектории осуществляется с использованием облегченного аналогового габаритного макета КА с отражателем, но без бортовой регистрирующей аппаратуры, одновременный запуск которого при срабатывании общей мишени двигателей осуществляется в противоположную сторону относительно

движения основного макета КА. При этом скорость полета макета на начальном участке траектории определяется по видеозаписи регистрирующей видеокамеры, установленной на стратостате, по известным геометрическим размерам макета. Облегченный аналоговый макет не оснащается парашютом, т.к. его масса мала и, соответственно, мала скорость падения. Масса пиротехнического заряда мишени с удельной теплотой сгорания порядка 3 МДж/кг по требованиям организаторов конкурса «Линия Кармана» ограничена 1 г, что позволяет обеспечить приращение скорости основного макета КА массой 1,5 кг в импульсе более 0,7 м/с, и аналогового макета массой 0,02 кг более 50 м/с. Расчетное расстояние от мишени до рабочей поверхности отражателя составляет 20 мм. Осуществление эксперимента планируется на высоте не менее 15 км.

Разработчиками и изготовителями макета стенда является студенческая команда «Астромеханики». После стратосферного запуска летающего стенда на конкурсе «Линия Кармана» 29.09.2022 г. предполагается его дальнейшее использование, как для исследования рабочего процесса импульсных двигателей, так и в рамках учебного процесса профильной кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ и подготовки научно-инженерных кадров. Конструкция макета стенда допускает возможность неоднократной модернизации, в т.ч. возвращения к исходной схеме парашютной посадки, а также использование двигателей большей мощности для перспективных конструкций КА с интегрированным отражателем типа «Блок» с относительно высоким стартовым ускорением [1].



Рис. 2. Сборка стратосферного летающего стенда (с макетом КА) для эксперимента «Импульс-Пуск»

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Разработка и изготовление космического стенда для эксперимента «Импульс-Модель» по результатам испытаний действующего макета стенда планируются в период с 01.11.2022 г. по 31.12.2023 г.

Обработка данных и оценка результатов эксперимента «Импульс-Пуск» планируется в октябре 2022 г. Результаты будут представлены к XVI Международной научно-технической конференции «Динамика систем, механизмов и машин» в ноябре 2022 г.

БЛАГОДАРНОСТИ.

Автор благодарит:

- Организаторов всероссийского конкурса экспериментов в космосе и стратосфере «Линия Кармана»;
- Студенческую команду «Д-Старт-ОмГТУ» ОмГТУ, гр. ПРК-191 (Помогалов Р.Е. - руководитель, Ереулов С.А., Кляут К.С., Коровин В.С., Красильникова К.С., Курочкин С.Е., Лупаревич В.А., Майнуленко Д.Э.);
- Студенческую команду «Астромеханики» ОмГТУ, гр. ПРК-191 (Мизунц А.С. – руководитель, Ваймер О.А., Ермакова В.В., Клайн А.В., Петкау К.А., Стариков В.Н., Троценко И.Е., Фоменко В.С.).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Новосельцев Д. А. Разработка и испытания прототипов семейства двигателей «Импульс» и смежных технических решений «Д-Старт» для сверхмалых космических аппаратов, в т.ч. пико- и фемто-класса // Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли: материалы 16-й Всерос. науч.-техн. конф., посвященной памяти гл. конструктора ПО «Полёт» А. С. Клинышкова. Омск, 2022. С. 113–119.

ДИНАМИКА ТЕПЛОВЫХ И НИЗКОТЕМПЕРАТУРНЫХ СИСТЕМ

УДК 658.26:620.92.001.57

DOI: 10.25206/2310-9793-2022-10-3-48-55

АСПЕКТЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЭКСЕРГИИ ДЛЯ АНАЛИЗА ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА ПРЕДПРИЯТИЙ ПЕРЕРАБОТКИ УГЛЕВОДОРОДНОГО СЫРЬЯ

ASPECTS OF THE EXERGY APPLICATION FOR ANALYSIS OF THE ENERGY SUPPLY SYSTEMS OF HYDROCARBON PROCESSING ENTERPRISES

А. В. Кульбякина¹, Н. А. Озеров¹, П. А. Батраков², Н. А. Морозов¹

¹Саратовский государственный технический университет имени Гагарина Ю.А., г. Саратов, Россия

²Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

A. V. Kulbyakina¹, N. A. Ozerov¹, P. A. Batrakov², N. A. Morozov¹

¹Yuri Gagarin State Technical University of Saratov, Saratov, Russia

²Omsk State Technical University, Omsk, Russia

Аннотация. Современные предприятия переработки углеводородного сырья характеризуются высокой удельной энергоемкостью и относятся к сложным химико-технологическим системам. Степень совершенства таких объектов наиболее объективно можно оценить с позиций эксергетического анализа. Эксергетический анализ позволяет дать количественную характеристику и качественную оценку любого вида энергии присутствующей на предприятии. Это дает возможность объективно оценить потенциал полезного использования, в том числе, вторичных энергетических ресурсов, горючих углеводородных газов, промышленных отходов и стоков. В статье приведены отдельные методические подходы к определению видов эксергии и расчету эксергетического баланса с учетом специфики предприятий переработки углеводородного сырья.

В работе с использованием приведенных положений рассчитан и построен в виде диаграммы Грассмана эксергетический баланс объекта исследования, рассчитана эксергия всех видов потребляемого топлива, определены технологические производства, потребляющие наибольшее количество эксергии топлива для своего функционирования. На основании приведённых данных предложены основные направления повышения эффективности предприятий переработки углеводородного сырья.

Ключевые слова: предприятия переработки углеводородного сырья, термодинамический анализ, эксергия, эксергетический баланс, диаграмма Грассмана

Abstract. The paper describes methodological approaches of applying the thermodynamic analysis to assess the efficiency of complex chemical and engineering systems, as well as to identify the scientifically-based areas for improving the energy sector. Modern chemical and engineering systems including the hydrocarbon processing plants are characterized by the high specific energy intensity and complex engineering topology. The sophistication of such facilities can be objectively assessed based on the exergy analysis. The exergy analysis makes it possible to carry out a quantitative and qualitative assessment of any type of energy at the enterprise. Moreover, it provides an opportunity to adequately evaluate the potential of the energy utilization including secondary energy resources, combustible hydrocarbon gases, industrial wastes, and effluents. The paper presents methodological approaches to determine the exergy types and calculate the exergy balance, considering the specifics of hydrocarbon processing plants. The exergy balance of the study subject represented in the form of a Grassmann diagram has been calculated using the above provisions. Besides, the exergy of all types of fuel consumed has also been calculated, as well as the industrial processes consuming the largest amount of the fuel exergy for functioning have been determined. Finally, according to the data presented, the main directions for improving the efficiency of the hydrocarbon processing plants have been proposed.

Keywords: hydrocarbon processing plants; thermodynamic analysis; exergy; exergy balance; Grassmann diagram

I. ВВЕДЕНИЕ

Современные исследования в области энергетики переработки углеводородного сырья (УВС) направлены на разработку научно-обоснованных направлений внедрения энерго- ресурсосберегающих процессов и технологий с комплексным использованием располагаемых топливно-энергетических ресурсов (ТЭР) и вовлечением в энерготехнологический баланс вторичных энергетических ресурсов (ВЭР) и производственных отходов [1–2]. Решение подобных задач лежит в области системного подхода, одним из эффективных инструментов которого является эксергетический анализ.

Предприятия переработки УВС (ПП УВС) характеризуются высокой энергоемкостью, потребляя на собственные нужды углеводородное топливо, тепловую энергию, электрическую энергию. В то же время многие из исходных и промежуточных потоков продуктов и полупродуктов, готовая продукция, производственные отходы и стоки представляют собой низкотемпературные теплоносители, а зачастую содержат и топливный потенциал (горючие углеводородные газы, нефтесодержащие стоки). Как правило, для оценки потенциала имеющихся на предприятии ВЭР используется энтальпийный метод (метод тепловых балансов на основе первого закона термодинамики). Наиболее объективно степень совершенства сложных химико-технологических систем (ХТС), к которым, безусловно, относятся ПП УВС возможно оценить при помощи эксергии и эксергетического баланса с позиций термoeкономической методологии, с оценкой технической применимости любой энергии не только в количественном, но и в качественном эквиваленте. В этом случае, универсальной мерой превращения энергии в системе как раз выступает эксергия системы.

Согласно [3] эксергия есть свойство термодинамической системы или потока энергии, характеризующее количество работы, которое может быть получено внешним приемником энергии при обратимом их взаимодействии с окружающей средой до установления полного равновесия. Впервые функция определяющая работоспособность системы, взаимодействующей с окружающей средой, была введена в 1873 г. Дж. Гиббсом. Детально оформлен метод был в 60-х годах прошлого века в работах И. Шаргута и Р. Петелы, П. Грассмана, З. Ранга позднее в работах В.М. Бродянского, В.С. Степанова, А.И. Андрищенко, И.Л. Лейтса и др. За прошедшие годы метод получил развитие в отдельных направлениях, так были введены понятия «эксергия продукта», «эксергия топлива», однако сам принцип эксергетического анализа, как и прежде основывается на составлении и расчете эксергетических балансов.

Для ПП УВС, относящихся к сложным ХТС по характеру протекающих на них процессов, количеству и составу материальных и энергетических потоков, эксергетический анализ представляется крайне эффективным инструментом исследования [4–5]. Так, подобный анализ позволяет дать количественную характеристику и качественную оценку энергии любого вида присутствующей на предприятии, позволяя определить потенциальную возможность использования того или иного вида энергии при заданных условиях. Это дает возможность объективно оценить потенциал полезного использования любого вида энергетических ресурсов, в том числе ВЭР, промышленных отходов и стоков. Проведенный эксергетический анализ является основой термодинамической оптимизации основных и вспомогательных процессов, протекающих в энергетическом комплексе (ЭК) и технологической системе (ТС) ПП УВС.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Особенностью ПП УВС является не только сложность ТС, многообразие процессов, протекающих там, но и неразрывная связь с ЭК предприятия, где происходит генерация и потребление всех видов ТЭР. Так же, как правило, все отечественные ПП УВС связаны с внешней системой энергообеспечения, поэтому любой анализ эффективности подобных объектов должен носить системный характер и учитывать эту взаимосвязь. Можно считать справедливым вывод, что появление приращения энтропии при введении в ТС ПП УВС нового элемента не всегда будет означать рост энтропии в системе (с учетом внешнего источника энергии).

Проведение эксергетического анализа для отдельных аппаратов, установок и систем ПП УВС, с учетом их взаимосвязи между собой и с внешне системой энергообеспечения позволит определить величины и источники термодинамических необратимостей, выделить направления повышения эффективности системы, а так же сравнить различные варианты систем энергообеспечения [6–7]. Эксергетический баланс позволяет дать оценку возможности повышения КПД процесса за счет использования сырьевых и энергетических ресурсов. При определении потерь, происходящих в различных элементах ПП УВС выявляются и количественно оцениваются причины снижения совершенства процессов, полученную информацию возможно использовать для синтеза более эффективных систем, что можно назвать одной из главных целей термодинамического анализа.

III. ТЕОРИЯ

Согласно общепринятой классификации эксергии, в самом общем виде можно разделить на две группы: первый вид, тот, что не характеризуется энтропией, и эксергию можно принять равной энергии системы (механическая, электрическая и др.); второй характеризуется энтропией. Каждый из этих видов эксергии вычисляется отдельно.

Наиболее значимыми видами эксергии для анализа функционирования ПП УВС как сложной ХТС являются эксергия потока вещества; химическая эксергия; эксергия теплоты. На рис. 1 приведен эксергетический баланс системы с подводом и отводом электрической энергии (L), тепловой энергии (q) и энергии технологического потока (f).

Эксергия потока вещества ex_f представляет собой максимально возможную техническую работу системы, состоящей из рабочего тела и окружающей среды:

$$ex_f = h_1 - h_0 - T_0 \cdot (s_1 - s_0) = l_{\text{тех}}^{\text{max}} \quad (1)$$

где h_0, s_0 – энтальпия и энтропия в равновесном с окружающей средой состоянии; h_1, s_1 – энтальпия и энтропия в начальном состоянии; T_0 – абсолютная температура окружающей среды; $l_{\text{тех}}^{\text{max}}$ – максимальная техническая работа;

Так же для эксергии потока вещества справедливо равенство:

$$ex_f = ex_{\text{физ}} + ex_{\text{хим}}, \quad (2)$$

где $ex_{\text{физ}}$, $ex_{\text{хим}}$ – физическая и химическая эксергия, соответственно.

В рамках рассматриваемого объекта и поставленных задач, в формуле (2) величинами потенциальной и кинетической эксергии не учитывались.

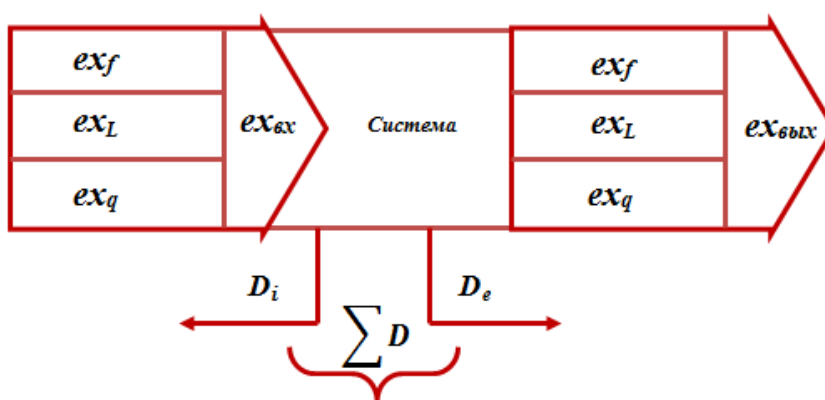


Рис. 1. Эксергетический баланс системы:

$ex_{\text{вх}}$ – эксергия входящих потоков; $ex_{\text{вых}}$ – эксергия исходящих потоков; ex_L – эксергия электрической энергии; ex_q – эксергия тепловой энергии; $\sum D$ – потери эксергии; D_i – внутренние потери эксергии; D_e – внешние потери эксергии

Химическая эксергия, обусловленная установлением равенства химических потенциалов между соответствующими компонентами рабочего тела и окружающей средой. Эксергию химическую, в случае ПП УВС, справедливо рассматривать как эксергию топлива. Расчет многокомпонентных топлив, сопряжен со сложностями, обусловленными неизвестной структурой такого топлива. Кроме этого для технологических производств ПП УВС характерен переменный во времени состав топлива. Методики определения концентрационной и реакционной эксергии в этом случае не могут быть применены и для расчета эксергии топлив используют специально разработанные методики [8], основанные на использовании теплотворной способности топлива, с учетом

его влагосодержания, что справедливо, поскольку эксергия и теплота сгорания топлив являются величинами, мало отличающимися друг от друга:

$$ex_{хим.ж} = 0,975 \cdot Q_p^B \quad (3)$$

$$ex_{хим.г} = 0,95 \cdot Q_p^B \quad (4)$$

$$ex_{хим.т} = Q_p^B \cdot (1 - d_T) \quad (5)$$

где $ex_{хим.ж}$, $ex_{хим.г}$, $ex_{хим.т}$ – эксергия химическая жидкого, газообразного и твердого топлива соответственно.

Многолетняя практика расчетов, также показывает, что эксергия топлив оказывается довольно близкой и к их низшей рабочей теплоте сгорания Q_p^H , отличаясь на постоянную величину в интервале 2-3 %. С достаточной высокой точностью можно принять [9]:

$$ex_{хим.топ} = Q_p^H \quad (6)$$

Эксергия теплового потока при температуре T определяется количеством работы, которое может быть получено или должно быть затрачено в обратимом процессе переноса энтропии, характеризующей данный тепловой поток на уровень температуры T_0 окружающей среды

$$ex_q = \int_{T_1}^{T_2} \frac{T - T_0}{T} \cdot dQ \quad (7)$$

или

$$ex_q \cong \left(1 - \frac{T_0}{T_{cp}}\right) \cdot Q \quad (8)$$

где T_{cp} – средняя температура тела в интервале от T_1 до T_2 ; Q – количество переданной теплоты.

Входящая в выражения (7) - (8) величина $\frac{T - T_0}{T}$ равна термическому КПД цикла Карно, называется эксергетической температурой и является функцией состояния системы. Поскольку эта величина характеризуется только термическим взаимодействием со средой и зависит только от одного параметра – температуры T_0 , то очевидно будет изменяться тем меньше, чем выше T . Если в области высоких температур более 500 °С колебания эксергетической температуры невелики, то для области низких температур меняются значительно. Следовательно, увеличивается минимальная работа необходимая для отвода единиц тепла с этого уровня температур к окружающей среде. Это особенно актуально для ПП УВС, где многие потоки продуктов, полупродуктов, ТЭР лежат в области средних или низких температур.

Эксергетический баланс ПП УВС, как и любой системы, в общем виде можно описать известным уравнением:

$$\sum D = \sum ex_{вх} - \sum ex_{вых} \geq 0 \quad (9),$$

Выражение для эксергетического КПД оценивающего эффективность системы вытекает из выражения (9):

$$\eta_{ex} = \frac{\sum ex_{вых}}{\sum ex_{вх}} = 1 - \frac{\sum D}{\sum ex_{вх}} \quad (10)$$

В свою очередь эксергетические потери принято разделять на внутренние D_i и внешние D_e , Внутренние потери обусловлены необратимостью процессов протекающих внутри системы, к ним относятся, например потери связанные с трением, гидравлическими сопротивлениями, дросселированием, процессами тепломассообмена. Внешние потери сопряжены с разницей термодинамических параметров системы и окружающей среды, к этой группе кроме потерь от разности температур, давлений или концентраций относятся также потери с про-

дуктами, уходящими с установок (товарная продукцию ПП УВС, дымовые газы, и др). Таким образом, суммарные потери эксергии можно записать как:

$$\sum D = \sum D_i + \sum D_e \quad (11)$$

Разделение эксергетических потерь на внешние и внутренние имеет большое практическое значение, так как внутренние потери обусловлены, как правило, несовершенством аппаратов и установок, процессов протекающих в отдельных элементах входящих в систему. Внешние потери - это потери связанные с несовпадением термодинамических условий процессов протекающих в системе с внешними условиями. Полная количественная характеристика потерь в рассматриваемой системе и отдельных ее элементах, обусловлена как внутренними, так и внешними факторами. Однако, с точки зрения анализа эффективности системы, определения потенциала повышения ее эксергетического КПД важным является характеризовать потери не столько с точки зрения их распределения, сколько с точки зрения причины их возникновения и самой возможности их устранения. Часть потерь эксергии связана с необратимыми явлениями, обусловленными несовершенством оборудования, в некоторых источниках она также называется устранимой деструкцией эксергии [10]. Потери принятые называть собственными или неизбежными связаны с необратимостью явлений свойственных данному процессу. В отличие от устранимых потерь, данные потери практически не могут быть устранены без радикального изменения самого процесса.

Следовательно, в каждом элементе системы только часть потерь эксергии может быть устранена. Очевидно, что дальнейшие усилия должны быть сосредоточены только на устранимой части потерь эксергии. Из-за различного рода параметрических ограничений технологических процессов (например термических, что актуально для ПП УВС, где температуры потоков строго заданы), характера и стоимости применяемых материалов значение КПД отдельного элемента системы достигает своего максимума и дальнейшие инвестиции уже не способны привести к его существенному термодинамическому совершенствованию, проще говоря становятся нецелесообразными с точки зрения технико-экономической оценки.

Обозначенные методологические подходы и приведенные выражения лежат в основе термодинамического анализа эффективности ЭК ПП УВС.

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

В рамках данной работы с использованием приведённой выше методики были рассчитаны отдельные показатели, входящие в общий эксергетический анализ объекта.

Эксергетический баланс ПП УВС с потреблением тепловой и электрической энергии, частично топливной компоненты от внешних источников имеет вид:

$$ex_J + ex_Q + ex_L + ex_F + ex_W = ex_R + ex_C + ex_D + \sum D, \quad (12)$$

где ex_J , ex_Q , ex_L , ex_F , ex_W , ex_R , ex_C , ex_D - эксергия сырья, тепловой и электрической энергии, топлива, воды, продукции, стоков, отходов;

$\sum D$ - потери эксергии материальных и энергетических потоков.

В соответствии с формулами (1), (6) - (8) рассчитаем эксергетический баланс ПП УВС на примере предприятия переработки нефти (НПЗ) топливного профиля. К входящим потокам относится поток углеводородного сырья, электрическая энергия, тепловая энергия в виде перегретого пара с параметрами $P = 3$ МПа и $t = 400$ °С, топливный газ. Эксергетический баланс рассмотренного НПЗ в виде диаграммы Грассмана приведен на рисунке 2.

Анализ приведенного баланса показывает, что большая часть эксергии приходится на сырьевой поток, а потери эксергии технологических потоков (8 %) двукратно превышают суммарную эксергию подведенных извне тепловой энергии, электрической энергии и природного газа (суммарно 4 %) для осуществления процесса переработки сырья. Очевидно, что основные направления повышения эффективности ЭК ПП УВС связаны с использованием потенциала технологических потоков.

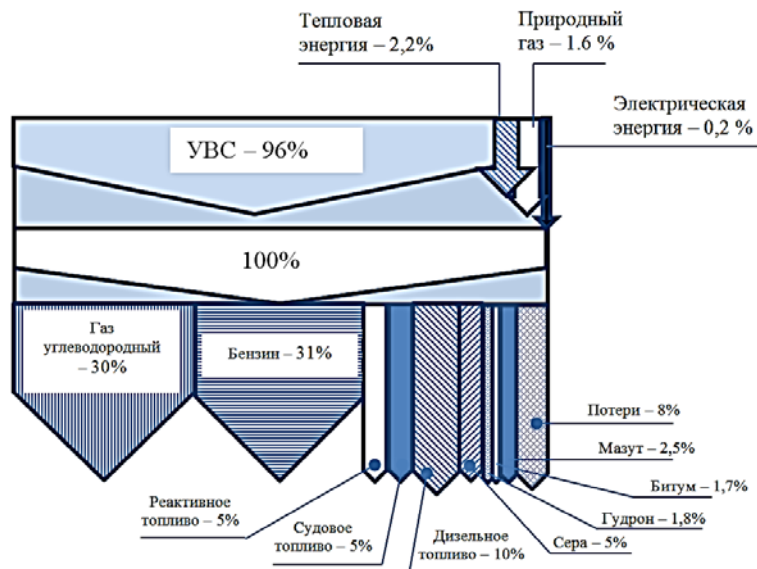


Рис. 2. Диаграмма эксергетического баланса, %, НПЗ топливного профиля с внешним источником обеспечения тепловой и электрической энергией

Особое внимание необходимо уделить потреблению эксергии топлива. Структура потребления топлива для ПП УВС носит сложный характер: часть топлива, как говорилось выше, поступает от внешнего источника, а часть вырабатывается в процессе переработки УВС. Так, общее потребление эксергии топлива (внешнего и внутреннего) составляет до 10 % от эксергии потока сырья. С использованием зависимостей (3)-(5) рассчитана эксергия потребляемого топлива ПП УВС.

В таблице 1 приведено распределение потребления эксергии топлива по его видам для осуществления технологических процессов переработки нефтяного сырья (усредненные значения за год). А в таблице 2 рассчитана потребляемая эксергия топлива в абсолютном и удельном выражении для основных производств НПЗ.

ТАБЛИЦА 1
РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБЛЕНИЯ ЭКСЕРГИИ ПО ВИДАМ ТОПЛИВА НПЗ

Вид используемого топлива	Абсолютное потребление эксергии тыс. ГДж/год	Абсолютное потребление эксергии топлива, %
Нефтезаводской газ	14210,46	81,23
Природный газ	1221,09	6,98
Жидкое топливо	1677,26	9,59
Твердое топливо (Кокс)	383,45	2,2

ТАБЛИЦА 2
ПОТРЕБЛЕНИЕ ЭКСЕРГИИ ТОПЛИВА ПО ОТДЕЛЬНЫМ ПРОИЗВОДСТВАМ НПЗ
(усреднённые годовые показатели)

Технологические производства	Абсолютное потребление эксергии топлива, %	Удельное потребление эксергии топлива, %
Первичная переработка	36,4	5,7
Термический крекинг	13,2	11,6
Каталитический крекинг	6,8	11,0
Каталитический риформинг	19,5	20,9
Гидроочистка	12,4	1,7
Изомеризация	0,4	6,1
Производство серной кислоты	4,9	35,6
Легкий гидрокрекинг	4,5	7,3
Газофакельное хозяйство	1,8	-

Как видно из анализа приведенных данных большая часть потребляемой эксергии топлива производствами НПЗ приходится на нефтезаводские газы. Наибольшие показатели удельного потребления эксергии топлива характерны для сложных производств с большим количеством процессов глубокой переработки сырья. С использованием приведенных выше выражений для оценки потенциала повышения эффективности ЭКПП УВС были построены эксергетические балансы основных энергоемких производств предприятия, на основе которых определяются эксергетические КПД. Разработанные эксергетические балансы позволили установить, что на рассмотренных производствах с уходящими отходами – низкопотенциальными углеводородными газами и производственными нефтесодержащими стоками отводится эксергии от 10 до 18%. Вовлечение подобных ВЭР в общий энергетический баланс позволит повысить термодинамическое совершенство системы, ее эксергетический КПД и сократить потребление ТЭР от сторонних источников. Авторами предложен вариант схемы позволяющей полезно использовать потенциал нефтесодержащих стоков и низкопотенциальных газов [11]. Подтвержденная технико-экономическая целесообразность предложенного решения [12] сочетается с ростом эксергетического КПД объекта на 8 – 36 %, в зависимости от масштабирования схемы (от внедрения на отдельной технологической установке до системы в целом).

V. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Рассмотрена эффективность применения эксергетического метода термодинамического анализа для сложных химико-технологических систем на примере предприятий переработки УВС. В статье приведены основные положения расчета различных видов эксергии, характерных для предприятий переработки УВС, составления и расчета эксергетического баланса системы и отдельных ее элементов;

2. В работе с использованием приведенной методики были определены различные показатели, входящие в общий эксергетический анализ объекта исследования. В качестве примера рассчитан эксергетический баланс предприятия переработки нефти топливного профиля с потреблением тепловой и электрической энергией, частично топливной компоненты от внешних источников, приведен в виде диаграммы Грассмана. Приведено распределение потребления эксергии топлива по его видам для осуществления технологических процессов переработки нефтяного сырья; рассчитана потребляемая эксергия топлива в абсолютном и удельном выражении для основных производств НПЗ.

3. На основании разработанных эксергетических балансов наиболее энергоемких технологических производств установлено, что потери эксергии с нефтесодержащими стоками и низкопотенциальными газами лежат в диапазоне от 10 до 18% и вовлечение этих ВЭР в общий энергетический баланс позволит повысить термодинамическое совершенство системы, ее эксергетический КПД и сократить потребление ТЭР от сторонних источников.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Федеральный закон от 23.11. 2009 г. №261-ФЗ «Об энергосбережении и о повышении энергетической эффективности и о внесении изменений в отдельные законодательные акты Российской Федерации».
2. Гадельшина А. Р., Китаев С. В., Галикеев А. Р. Современное состояние и перспективы развития технологий ресурсосбережения ПАО «Газпром» // Территория Нефтегаз. 2016. № 5. С. 88–91.
3. Бродянский В. М., Фратшер В., Михалек К. Эксергетический метод и его приложения / Под ред. В. М. Бродянского. Москва: Энергоатомиздат, 1988. 288 с.
4. Луканин П. В. Оценка энергетической эффективности производства сульфатной целлюлозы методом приращения эксергий // Известия высших учебных заведений. Проблемы энергетики. 2020. Т. 22, № 2. С. 3–11.
5. Мракин А. Н., Николаев Ю. Е., Сотников Д. Г., Табакаев Р. Б., Селиванов А. А. Определение термодинамической эффективности реакторов частичного окисления энергохимических установок // Известия Томского политехнического университета. Инжиниринг георесурсов. 2018. Т. 329, № 9. С. 52–60.
6. Kulbyakina A. V., Ozerov N. A., Batrakov P. A. Thermodynamic analysis of the Hydrocarbons Processing Plants Fuel Supply Systems Efficiency // Journal of Physics: Conference Series. 2019. Vol. 1210.
7. Степанов В. С., Степанова Т. Б., Старикова Н. В. Исследование энергетической эффективности газоперерабатывающего завода // Промышленная энергетика. 2019. № 4. С. 2–9.
8. Бродянский В. М., Верхивкер Г. П., Карчев Я. Я. [и др.]. Эксергетические расчеты технических систем. Киев : Наук. думка, 1991. 360 с.
9. Андрющенко А. И. Техническая работоспособность термодинамических систем. Саратов: Саратовский автомобильно-дорожный ин-т, 1956.

10. Морозюк Т. В. Новый этап в развитии эксергетического анализа // Холодильная техника и технология. 2014. Т 50, № 4. С. 13–17.

11. Пат. №2713936 РФ, Патент об изобретении. Установка энергообеспечения с комплексной утилизацией отходов предприятий нефтегазового сектора / Кульбякина А. В., Озеров Н. А.; заявл. 06.12.2018; опубл. 11.02.2020.

12. Kulbyakina A. V, Ozerov N. A, Batrakov P. A. Efficiency Evaluation of Oil and Gas Processing Plants Internal Power Supply Sources // AIP Conference Proceedings 2019. DOI/10.1063/1.5122066.

УДК 62-62

DOI: 10.25206/2310-9793-2022-10-3-55-60

СОПОСТАВИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ТЕПЛОТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ НЕПРОЕКТНЫХ ГАЗООБРАЗНЫХ ТОПЛИВ

COMPARATIVE ANALYSIS OF THERMOTECHNICAL CHARACTERISTICS COMBUSTION'S PRODUCTS OF NONPROJECT GASEOUS FUELS

А. Н. Мракин¹, О. В. Афанасьева², О. Ю. Кулешов¹, М. А. Агеев¹, П. А. Батраков³

¹Саратовский государственный технический университет имени Гагарина Ю.А., г. Саратов, Россия

²Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, г. Санкт-Петербург, Россия

³Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

A. N. Mrakin¹, O. V. Afanaseva², O. Yu. Kuleshov¹, M. A. Ageev¹, P. A. Batrakov³

¹Yuri Gagarin State Technical University of Saratov, Saratov, Russia

²Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Saint-Petersburg, Russia

³Omsk State Technical University, Omsk, Russia

Аннотация. В статье представлены результаты расчета показателей интенсивности теплообмена продуктов сгорания различных непроектных газообразных топлив на примере водорода, метано-водородной смеси (МВС) и газов термохимической конверсии. Для выявления возможности энергетической утилизации образующихся газов в стандартных котельных агрегатах выполнено сравнение с продуктами сгорания природного газа. При этом установлено, что применение водорода или метано-водородной смеси потребует либо внесения изменений в поверхности нагрева при постоянной производительности, либо ее снижения ввиду изменения тепловосприятий.

Ключевые слова: конверсия, водород, метан, термохимическая регенерация, водогрейный котел, катализатор, синтез-газ, продукты сгорания, температура.

Abstract. This paper presents the results of calculating the heat exchange intensity of combustion products of various nonproject gaseous fuels using hydrogen, methane-hydrogen mixture (MHM) and thermochemical conversion gases as examples. To identify the possibility of energy utilization of generated gases in standard boiler units, a comparison with the combustion products of natural gas is carried out here. It is determined that the use of hydrogen or methane-hydrogen mixture will require either changes in the heating surface at a constant capacity, or its reduction due to changes in the thermal absorption.

Keywords: conversion, hydrogen, methane, thermochemical regeneration, hot water boiler, catalytor, synthesis gas, combustion products, temperature

I. ВВЕДЕНИЕ

В современных реалиях, в которых находится теплоэнергетика и теплотехника остро стоит вопрос об экологической безопасности или даже углеродной нейтральности производственных процессов, а также повышении их топливной эффективности с точки зрения снижения затрат первичного топлива на выпуск готовой продукции или услуги.

Одним из направлений повышения экологической эффективности топливоиспользующих установок является перевод их на сжигание водорода. Этот вектор развития промышленной теплоэнергетики и теплоэнергетических установок находит отражение в современных исследованиях [1]. Однако работа с чистым водородом накладывает определенные особенности на системы безопасного хранения, подачи и конечного использования водорода. При этом переход к использованию в качестве топлива чистого водорода потребует значительной модернизации всей газотранспортной инфраструктуры России. В публикациях отечественных авторов отмечается, что при содержании водорода до 40% в смеси с природным газом существующие системы трубопроводного транспорта такого газа практически не требуют модернизации [2].

В последнее время появляется целый цикл работ посвященных не столько регенеративному использованию тепловых ВЭР на нагрев воздуха, а в некоторых случаях и топлива, сколько термохимической регенерации, сущность которой заключается в использовании тепла отходящих дымовых газов для предварительной эндотермической переработки исходного топлива [3]. В результате такой конверсии топливо получает больший запас химически связанной энергии в виде возросшей теплоты сгорания. В качестве исходного сырья при осуществлении парового риформинга может наравне с метаном [4] использоваться этанол, метанол [5, 6], а в некоторых случаях даже рассматривается возможность предварительной газификации твердого топлива паром [7], получаемым за счет тепла отходящих дымовых газов, и парогазовой смесью, представляющей по своей сути продукты сгорания, т.е. применяя непосредственный контакт между газифицирующим агентом и исходным топливом. Аналогичный подход рассмотрен в работе [8] где рассматривается термохимическая рекуперация тепла на базе паровой конверсии метана с добавлением дымовых газов, а вот в работе [9] уже на базе экспериментальных исследований выполняется оценка возможности осуществления риформинга метана продуктами полного сгорания с применением никелевых катализаторов.

Переход от сжигания проектного топлива – природного газа (метана), должен сказаться на тепловом режиме теплоэнергетического и теплотехнического оборудования. Ожидаемо должны измениться коэффициенты теплоотдачи, температуры газов и теплообменных поверхностей, их тепловосприятости, процессы горения, аэродинамика газоздушного тракта и, конечно же, тепловая эффективность установки в целом.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Исходя из представления об источниках образования высокотемпературных тепловых ВЭР в виде отходящих дымовых газов и наиболее их приоритетном направлении использования в качестве источника тепловой энергии для осуществления реакций термохимической конверсии исходного топлива и последующего его сжигания можно отметить важность и необходимость проведения сопоставительного анализа показателей интенсивности теплообмена их продуктов сгорания. Таким образом, необходимо выбрать топлива, которые будем рассматривать в рамках данной работы. В первую очередь это будет метан и метано-водородная смесь (МВС), а также чистый водород и газы термохимической конверсии, для которых выполнялись работы по численному и экспериментальному определению кинетики горения [10].

III. ТЕОРИЯ

Основной теплотехнической характеристикой продуктов сгорания горючих газов позволяющих выполнить сопоставительный анализ является интенсивность теплообмена, определяемая соответствующими коэффициентами лучистого и конвективного теплопереноса.

В качестве показателей интенсивности теплообмена продуктов сгорания по аналогии с [11] приняты параметры, Вт/(м²·К):

$$P_{л} = \frac{5,67 \cdot \varepsilon_2 \cdot ((T/100)^4 - 55,5)}{T - 273} \quad \text{и} \quad P_{к} = \lambda \cdot (w/\nu)^{0,8}, \quad (1)$$

где ε_2 – степень черноты продуктов сгорания; T – расчетная температура, равная половине величины жаропроизводительности, К; λ – коэффициент теплопроводности продуктов сгорания, Вт/(м·К); ν – коэффициент кинематической вязкости продуктов сгорания, м²/с; w – условная скорость продуктов сгорания, м/с.

Выражение для $P_{л}$ представляет собой выражение для расчета коэффициента теплообмена излучением, полученное из уравнения Стефана-Больцмана, а $P_{к}$ – исходя из известной критериальной зависимости между

числами Нуссельта и Рейнольдса в предположении о турбулентном режиме течения газов и определяющем размере, принятом за единицу, что позволяет корректно сопоставлять теплоперенос от продуктов сгорания разного состава к поверхности теплообмена.

При выполнении расчетов по правилу аддитивности определяются молекулярная масса, плотность и объемная теплоемкость продуктов сгорания (смеси газов). Правило аддитивности не может быть в полной мере распространено на многокомпонентные смеси. Для бинарной смеси ошибка определения теплофизических свойств по правилу аддитивности может достигать 20-40%, чего лишены методы, предлагаемые в [12, 13]. Динамический коэффициент вязкости смеси газов, состоящей из n компонентов, при низком (до 1 МПа) давлении определяется согласно кинетической теории Чэпмена-Энскога по формуле Сезерленда-Гизена, Па·с:

$$\mu_{см} = \frac{\sum_{v=1}^V r_v \cdot \mu_v}{\sum_{w=1}^W r_w \cdot \Phi_{vw}}, \quad (2)$$

где r_v, r_w – мольные доли v -го и w -го компонентов; μ_v – динамическая вязкость чистого v -го компонента,

Па·с; $\Phi_{vw} = \frac{[1 + (\mu_v / \mu_w)^{0,5} \cdot (M_w / M_v)^{0,25}]^2}{[8 \cdot (1 + (M_v / M_w))^{0,5}]}$ – множитель-функция Вильке соотношения вязкостей μ и молекулярных масс M v -го компонента по всем другим w -м в смеси.

Коэффициент теплопроводности газовой смеси с учетом рекомендаций [13] можно определить по формуле Васильевой, Вт/м·К:

$$\lambda_{см} = \frac{\sum_{v=1}^V r_v \cdot \lambda_v}{\sum_{w=1}^W r_w \cdot A_{vw}}, \quad (3)$$

где λ_v – коэффициент теплопроводности чистого v -го компонента, Вт/м·К;

$A_{vw} = \frac{[1 + (\lambda_v / \lambda_w)^{0,5} \cdot (M_v / M_w)^{0,25}]^2}{[8 \cdot (1 + (M_v / M_w))^{0,5}]}$ – множитель-функция Мэсона-Саксены соотношения теплопроводности

λ и молекулярных масс M v -го компонента по всем другим w -м в смеси.

Численные значения свойств индивидуальных компонентов смеси в формулах (2)-(3) берутся при температуре, для которой определяется соответствующее свойство [14-16]. Критерий Прандтля для газовой смеси определяется по выражению

$$Pr_{см} = \frac{\mu_{см} \cdot C_p^{см}}{\lambda_{см}}, \quad (4)$$

где $C_p^{см}$ – объемная изобарная теплоемкость продуктов сгорания (смеси газов), кДж/(м³·°C).

Альтернативным методом при расчете критерия теплофизических свойств смеси газов (продуктов сгорания) может служить формула Эйкена

$$Pr_{см} = \frac{C_p}{C_p + 10,3}, \quad (5)$$

где C_p – теплоемкость продуктов сгорания в расчете на 1 кмоль, кДж/(кмоль·°C).

Использование параметров Pl и Pk в сопоставительном анализе продуктов сгорания непроектных топлив дает возможность выявить те из них, которые обеспечивают наибольшую интенсивность теплообмена продуктов сгорания, и позволяет установить возможность их применения в стандартных энергетических и теплотехнических установках без внесения существенных изменений в конструкцию.

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

При определении условной скорости продуктов сгорания w для расчета $П_k$ необходимо выбрать геометрические и линейные размеры теплообменной поверхности. В качестве теплотехнической установки в которой использоваться любое из рассматриваемых топливах предлагается рассмотреть жаротрубно-дымогарный котел марки КСВ-2,0 представленный на рис. 1. Номинальная теплопроизводительность котла составляет – 2,0 МВт; температура воды на входе/выходе котла – 70/115 °С; максимальное рабочее давление воды – 0,6 МПа; объем котла – 5,31 м³. В данной работе рассмотрено движение продуктов сгорания на примере дымогарных труб третьего хода газов с внутренним диаметром 52 мм и числом труб 36 шт. Дополнительно в расчетах принято: $\eta=92,5\%$ – КПД котла; $q_3=0,5\%$ – потери тепла с химическим недожегом; $q_4=0\%$ – потери тепла с механическим недожегом; $q_5=0,5\%$ – потери тепла в окружающую среду. Состав газов термохимической конверсии (ТХР) принят на основе экспериментальных данных представленных в [17] для температуры реакции 1200 К и состава $CH_4:H_2O:CO_2=1:1,3:0,7$, а рекомендации по толщине излучающего слоя газов взяты согласно [18].

Исходные данные для расчета процесса горения топлив следующие: коэффициент избытка воздуха – 1,1; содержание кислорода в воздухе – 21 об. %. Исходные данные по составу исходного топлива, низшей теплоте сгорания и другим результатам расчета представлены в Таблице 1.

ТАБЛИЦА 1
ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ И РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА ГОРЕНИЯ ТОПЛИВА

Показатель	Ед. изм.	Топливо			
		водород	метан	МВС	газы ТХР
Состав топлива	об. %				
- Н ₂		100,00	—	40,00	51,53
- СН ₄		—	100,00	60,00	0,01
- СО ₂		—	—	—	5,56
- СО		—	—	—	28,44
- Н ₂ О		—	—	—	14,46
Низшая теплота сгорания	кДж/м ³	10800	35820	25812	9164
Объем продуктов сгорания	м ³ /м ³	3,160	11,641	7,849	2,728
Состав продуктов сгорания	об. %				
- N ₂		65,44	71,06	73,78	60,63
- O ₂		1,59	1,73	1,79	1,47
- CO ₂		—	8,59	7,64	12,46
- Н ₂ О		32,97	18,62	16,79	25,44
Расход топлива	м ³ /с	0,200	0,060	0,083	0,236

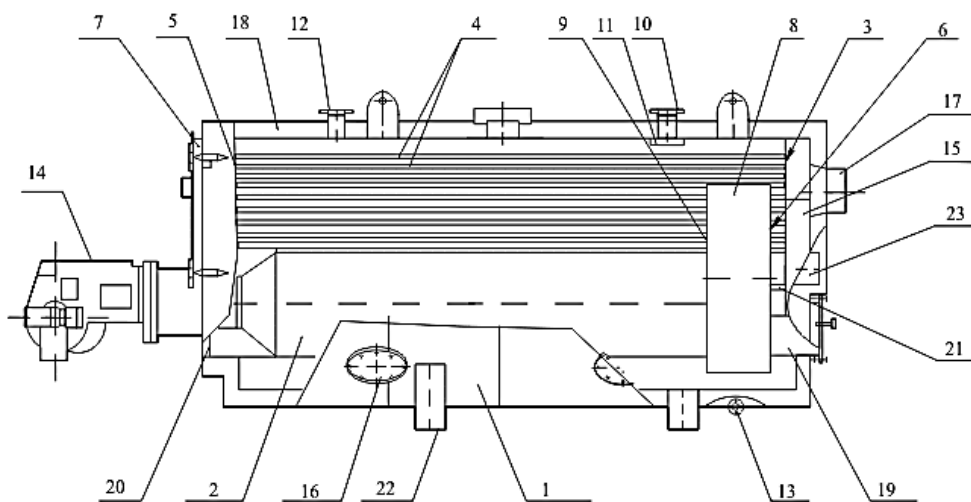


Рис. 1. Конструкция жаротрубно-дымогарного котла марки КСВ-2,0: 1 – корпус котла; 2 – жаровая труба; 3 – задняя трубная доска; 4 – дымогарные трубы; 5 – передняя трубная доска; 6 – задняя трубная доска камеры обратного хода пламени; 7 – передняя крышка; 8 – камера обратного хода пламени; 9 – передняя трубная доска камеры обратного хода пламени; 10 – подводящий патрубок сырой воды; 11 – рассеивающая пластина; 12 – отводящий патрубок; 13 – дренажный трубопровод с отводом для слива воды из котла; 14 – горелка; 15 – сборный короб дымовых газов; 16 – смотровой люк; 17 – газоход; 18 – теплоизоляция; 19 – взрывной клапан; 20 – фланец горелки; 21 – анкерные трубы; 22 – опора; 23 – крышка сажевой коробки

Результаты расчетов по определению параметров P_l и P_k представлены на рис. 2.

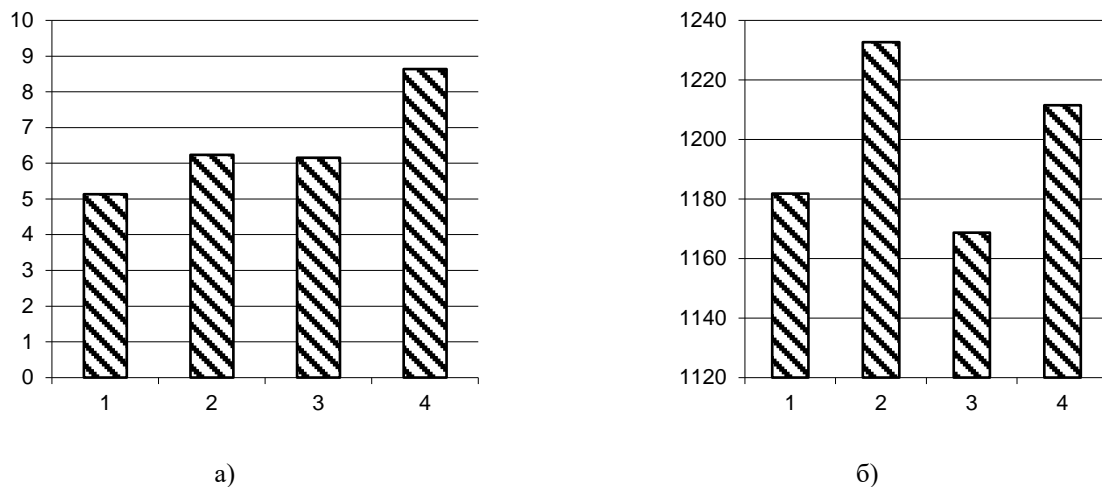


Рис. 2. Зависимость параметров лучистого (а) и конвективного (б) теплообмена продуктов сгорания: 1 – водорода; 2 – метана; 3 – метано-водородной смеси; 4 – газов ТХР.

Из анализа рис. 2 а видно, что продукты сгорания метано-водородной смеси сопоставимы по показателю интенсивности теплоотдачи излучением P_l с продуктами сгорания метана (природного газа). Существенно отличающиеся значения для P_l имеет место для продуктов сгорания водорода – ниже соответствующего значения для продуктов сгорания природного газа 21-22%, а для газов ТХР – выше на 38-39%. Максимальное значение P_l для дымовых газов при сжигании газов ТХР можно объяснить максимальным значением доли трехатомных газов, способных передавать тепловую энергию в виде излучения по сравнению со значениями характерными для метана и МВС. Объяснением столь малых абсолютных числовых значений P_l может служить выбранный для рассмотрения элемент котла (малое значение толщины излучающего слоя, характерное для движения продуктов сгорания в конвективных поверхностях нагрева). Вместе с тем полученные результаты могут быть использованы для качественного сопоставления интенсивности теплоотдачи излучением продуктов сгорания различных газообразных топлив.

При рассмотрении показателя интенсивности конвективного теплообмена P_k по данным расчетов, представленных на рис. 2 б наблюдается несколько иная ситуация. Максимальное значение P_k соответствует для продуктов сгорания природного газа и составляет 1232 Вт/(м²·К), далее в порядке ранжирования находятся газы ТХР, водород и минимальное значение соответствует использованию МВС в качестве топлива.

Если же рассмотреть суммарное значение показателей P_l и P_k , то опять таки максимальным оно будет для продуктов сгорания метана – порядка 1239 Вт/(м²·К). Минимальное отклонение от суммарного значения P_l и P_k по сравнению с продуктами сгорания природного газа имеют продукты сгорания газов термохимической регенерации – -2,3%, затем продукты сгорания водорода – -4,2%, а для метано-водородной смеси отклонение составляет уже -5,2%.

V. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

На основании выполненной оценки показателей интенсивности лучистого и конвективного теплообмена продуктов сгорания различных газообразных топлив можно заключить, что переход на водород или метано-водородную смесь в стандартных котельных агрегатах и других теплотехнических и теплоэнергетических установках не возможно по причине изменения тепловосприятлий соответствующих поверхностей нагрева и требует внесения конструктивных изменений в них либо снижения производительности. Наиболее близким по результирующему коэффициенту теплоотдачи к продуктам сгорания природного газа являются продукты сгорания газов, полученных методом термохимической парокислотной конверсии.

VI. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, по результатам выполненных сравнительных расчетов можно заключить, что переход от использования традиционного топлива (природного газа/метана) к газам его термохимической конверсии в рассмотренных условиях практически не влияет на интегральные показатели теплоотдачи. В большей степени такой переход вызывает изменения интенсивности теплоотдачи для продуктов сгорания водорода и метано-водородной смеси, что повлияет на работу теплоэнергетических и теплотехнологических установок.

Вместе с тем необходимо проводить дополнительные исследования по кинетике горения газов термохимической конверсии метана, их теплофизическим свойствам и пр., поскольку аппаратное оформление, тип применяемого катализатора и рабочие параметры процесса будут оказывать воздействие на составе получаемого синтез-газа.

ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ. БЛАГОДАРНОСТИ

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект №19-19-00327).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аминов Р. З., Байрамов А. Н. Комбинирование водородных энергетических циклов с атомными электростанциями. М.: Наука, 2016. 254 с.
2. Пат. 2713349 Российская Федерация. Комплекс по производству, хранению и распределению водорода / Мокроус А. И., Сопин С.Ф., Казарян В.А., Пономарев-Степной Н. Н., Сизова Ю. А., Столяревский А. Я. Бюл. № 4.
3. Pashchenko D. I. Thermochemical recovery of heat contained in flue gases by means of bioethanol conversion // *Thermal Engineering*. 2013. Vol. 60, no. 6. Pp. 438–443.
4. Pashchenko D. Thermodynamic equilibrium analysis of steam methane reforming based on a conjugate solution of material balance and law action mass equations with the detailed energy balance // *International Journal of Energy Research*. 2020. Vol. 44, no. 1. Pp. 438–447.
5. Pashchenko D. Thermochemical recuperation by ethanol steam reforming: Thermodynamic analysis and heat balance // *International Journal of Hydrogen Energy*. 2019. Vol. 44, no. 59. Pp. 30865–30875.
6. Pashchenko D. Thermochemical waste-heat recuperation as on-board hydrogen production technology // *International Journal of Hydrogen Energy*. 2021. Vol. 46, no.57. Pp. 28961–28968.
7. Pashchenko D. Industrial furnaces with thermochemical waste-heat recuperation by coal gasification // *Energy*. 2021. Vol. 221. P. 119864.
8. Pashchenko D. Thermochemical waste-heat recuperation by steam methane reforming with flue gas addition // *International Journal of Energy Research*. 2019. Vol. 43, no.6. Pp. 2216–2226.
9. Pashchenko D. Experimental study of methane reforming with products of complete methane combustion in a reformer filled with a nickel-based catalyst // *Energy Conversion and Management*. 2019. Vol. 183. P. 159–166.
10. Pashchenko D. Hydrogen-rich fuel combustion in a swirling flame: CFD-modeling with experimental verification // *International Journal of Hydrogen Energy*. 2020. Vol. 45, no. 38. Pp. 19996–20003.
11. Печенегов Ю. Я. Сравнительная характеристика теплообмена продуктов сгорания газов пиролиза твердого топлива // *Известия ВУЗов. Энергетика*. 1986. № 11. С. 78–81.
12. Печенегов Ю. Я. Расчет свойств, теплообмена и гидравлического сопротивления газовых и жидких теплоносителей. Саратов: Сарат. гос. техн. ун-т, 2011. 116 с.
13. Рид Р., Праусниц Дж., Шервуд Т. Свойства газов и жидкостей: справочное пособие / пер. с англ. под ред. Б. И. Соколова. Л.: Химия, 1982. 592 с.
14. Варгафтик Н. Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука, 1972. 721 с.
15. Голубев И. Ф., Гнездилов Н.Е. Вязкость газовых смесей. М.: Изд-во стандартов, 1971. 330 с.
16. Зубарев В. Н., Козлов А.Д., Кузнецов В.М. [и др.]. Теплофизические свойства технически важных газов при высоких температурах и давлениях: справочник. М.: Энергоатомиздат, 1989. 232 с.
17. Лавров Н. В., Коробов В. В., Филиппова В. И. Термодинамика реакций газификации и синтеза из газов. М.: Ин-т горючих ископаемых, 1960. 99 с.
18. Теплотехнический справочник / под общ. ред. В.Н. Юренева и П.Д. Лебедева. В 2-х т. Т. 2. М.: Энергия, 1976. 896 с.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЦЕССА КИПЕНИЯ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ НАНОЖИДКОСТИ

PECULIARITIES OF THE BOILING PROCESS WHEN USING A NANOFUID

Е. Н. Слободина, А. Г. Михайлов, Е. А. Гасс

Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

E. N. Slobodina, A. G. Mikhailov, E. A. Gass

Omsk State Technical University, Omsk, Russia

Аннотация. В работе представлены результаты расчетного исследования коэффициентов теплоотдачи при кипении различных видов теплоносителей. Выполнен обзор расчетных методик для определения коэффициента теплоотдачи. Получены данные при использовании различных методик для определения коэффициента теплоотдачи при кипении жидкости на примере чистой воды.

Ключевые слова: кипение, наножидкость, наночастицы, коэффициент теплоотдачи при кипении.

Abstract. The paper presents the results of a computational study of the heat transfer coefficients during boiling of various types of coolants. A review of computational methods for determining the heat transfer coefficient is made. Data were obtained using various methods to determine the heat transfer coefficient during boiling of a liquid using pure water as an example.

Keywords: boiling, nanofluid, nanoparticles, heat transfer coefficient at boiling.

I. ВВЕДЕНИЕ

Исследование процессов кипения жидкостей в настоящее время является актуальным и затрагивает многие области энергетики. При этом описания процесса обладает рядом сложностей в связи с наличием множества гидродинамических и термодинамических факторов. Существуют различные методы для определения коэффициентов теплоотдачи при кипении, но они не в полной мере раскрывают особенности процесса теплообмена. Анализ литературных данных показал, что выявлено множество параметров, влияющих на величину коэффициента теплоотдачи. Имеющиеся расчетные зависимости не отображают в полной мере влияния каждого из них. Причина заключается в отсутствии или предоставлении некорректных экспериментальных данных. В настоящее время наибольший интерес представляет изучение процессов кипения наножидкостей.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Кипение – процесс парообразования в толще жидкости. Кипение начинается тогда, когда температура внутри жидкости оказывается выше температуры насыщения при данном давлении. Если в жидкость погружена поверхность нагрева с температурой превышающей температуру насыщения жидкости, то на этой поверхности начнется процесс парообразования. В пристеночном слое жидкость находится в слегка перегретом состоянии, то есть её температура превышает температуру кипения при данном давлении, эта величина перегрева зависит от наличия потенциальных центров парообразования (шероховатости, микровпадины и т.п.). В зависимости от плотности теплового потока, на поверхности нагрева могут возникать отдельные пузыри или сплошной слой пара, это пузырьковое и пленочное кипение соответственно. При пузырьковом кипении жидкость непосредственно омывает поверхность нагрева, возникающие при этом паровые пузыри разрушают пограничный слой и увлекают за собой часть массы перегретой жидкости, за счет этого можно обеспечить высокий тепловой поток при низком перегреве стенки, а значит и высокий коэффициент теплоотдачи.

Изменить характеристики процессов кипения можно, благодаря использованию наножидкостей. Наножидкость – это наночастицы, такие как оксиды металлов, аллотропы углерода и т.п., диспергированные в базовых жидкостях [1-4]. Современные исследования показали, что изменения в явлениях кипения наножидкостей обусловлены не внутренней природой наножидкостей, а осаждением наночастиц на поверхностях нагрева и изменением текстуры и морфологии поверхности.

III. ТЕОРИЯ

Коэффициент теплоотдачи при кипении насыщенной и недогретой жидкости может быть представлен зависимостью:

$$\alpha = \frac{q}{t_c - t_n},$$

где t_c, t_n – температура стенки и температура насыщения соответственно.

В ходе работы использовались различные эмпирические зависимости, полученные опытным путем или выраженные из критериальных уравнений.

В качестве одной из расчетных формул рассмотрим зависимость авторов В. И. Исаченко, В. А. Осипов, А. С. Сукомел:

$$\alpha = 3 \cdot q^{0.7} p^{0.15}, \quad (1)$$

где q – плотность теплового потока; p – давление.

Зависимость (1) подходит для воды в диапазоне давлений примерно от 1 до 40 бар

Следующим расчётным выражением послужила зависимость представленная в авторами М. А. Михеев, И. М. Михеева

$$\alpha = 0,75 \left[1 + 10 \left(\frac{\rho_n}{\rho_{жс} - \rho_n} \right)^{2/3} \right] \cdot \left(\frac{\lambda^2}{\nu \sigma T_n} \right)^{1/3} \cdot q^{2/3},$$

где $\rho_{жс}, \rho_n$ – плотности пара и жидкости соответственно; λ, ν, σ – свойства жидкости: коэффициент теплопроводности, кинематическая вязкость, коэффициент поверхностного натяжения, T_n – температура насыщения [5-7].

Для воды соотношение можно представить в виде:

$$\alpha = \frac{3,14 \cdot (10p)^{0.18}}{1 - 0.045p} q^{2/3}$$

В расчетном исследовании применяется зависимость автора Nishikawa. В отличие от выше представленных выражений данная зависимость учитывает шероховатость поверхности.

$$\alpha = 31,4 \frac{p_c^{0.2}}{M^{0.1} T_c^{0.9}} \cdot (20R_a)^{\frac{1-p^*}{5}} \cdot \frac{(p^*)^{0.23}}{(1 - 0,99 \cdot p^*)^{0.9}} \cdot q^{0.8}$$

где $p^* = p/p_c$ - пониженное давление; p_s, p_c – рабочее и критическое давление; M – молярная масса; T_c – критическая температура; R_a - среднеарифметическое отклонение профиля – 0.4 мкм

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

На рисунке 1 представлена зависимость коэффициента теплоотдачи при кипении от плотности теплового потока.

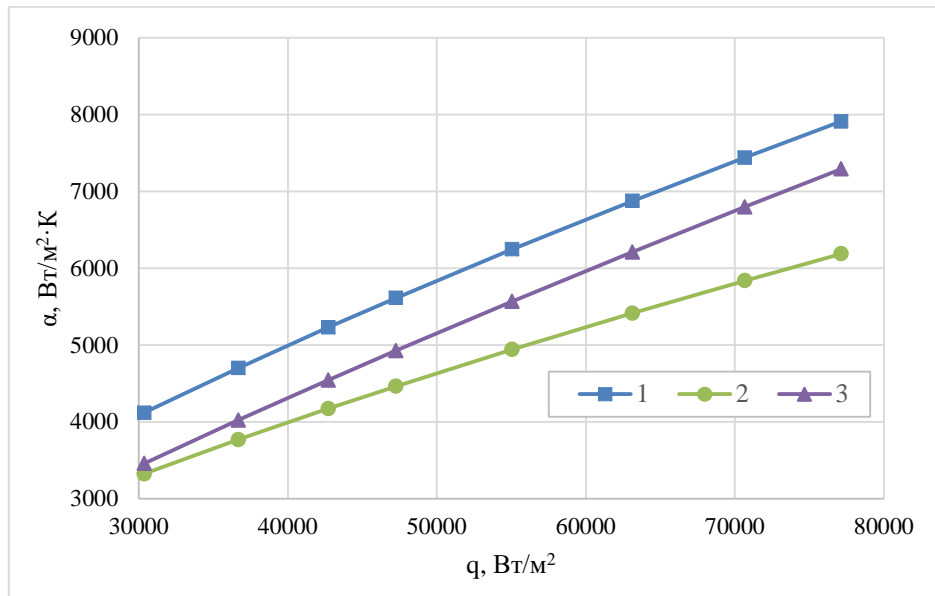


Рис 1. Зависимость коэффициента теплоотдачи при кипении от плотности теплового потока (1 – В. И. Исаченко, В. А. Осипов, А. С. Сукомел; 2 – М. А. Михеев, И. М. Михеева; 3 – Nishikawa)

На рисунке 2 представлены результаты расчетного исследования коэффициента теплоотдачи для чистой жидкости (вода) и наножидкости.

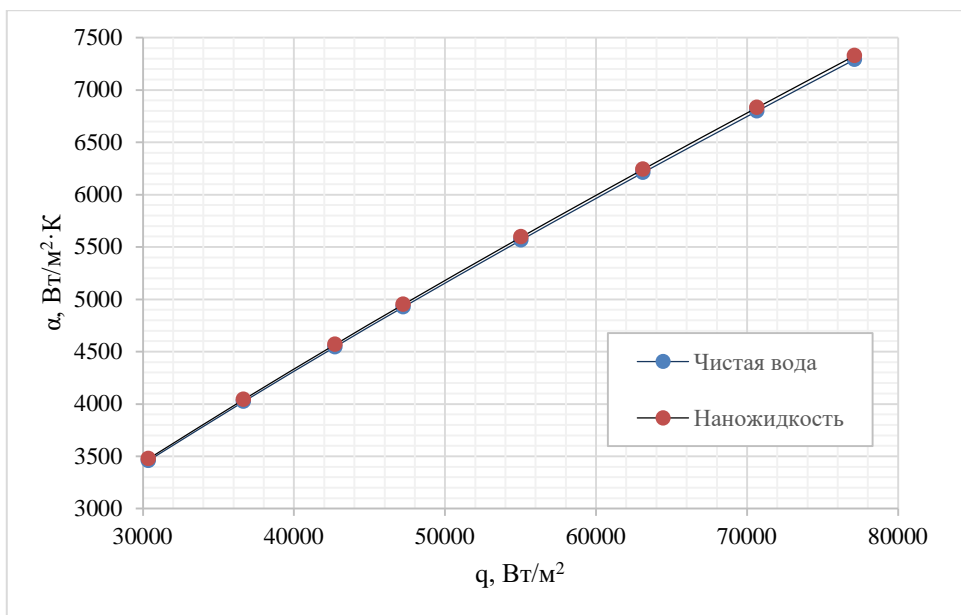


Рис 2. Зависимость коэффициента теплоотдачи при кипении от плотности теплового потока

По результатам исследований можно сделать вывод, что коэффициент теплоотдачи при добавлении наночастиц увеличивается, однако это увеличение крайне мало. Поэтому в дальнейшем целесообразнее исследовать влияние наночастиц на критический тепловой поток.

V ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

С увеличением теплового потока зафиксирован рост коэффициента теплоотдачи жидкости рисунок 1. Расхождения между расчетными зависимостями находятся в пределах 30 %, это связано с тем, что не во всех

зависимость учитываются характеристики поверхности и факторы, влияющие на эффективность протекания процесса теплообмена в жидкости.

Для дальнейших исследований коэффициента теплоотдачи при кипении наножидкости предпочтительно использовать корреляционную зависимость автора Nishikawa, так как она учитывает наибольшее число параметров, влияющих на эффективность протекания процесса теплообмена например такие, как шероховатость поверхности и т.д.

VI. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассчитанные в соответствии с различными теориями значения коэффициента теплоотдачи для чистой воды отличаются друг от друга на величину, не превышающую 30%, что соответствует ожидаемому расхождению. Такое расхождение объясняется большим количеством факторов, влияющих на коэффициент теплоотдачи при кипении, которые не учитываются при составлении эмпирических формул.

Расчет зависимости коэффициента теплоотдачи при кипении приводится с использованием расчетной зависимости автора Nishikawa, так как она учитывает характеристики поверхности нагрева, рассчитаны значения коэффициента теплоотдачи для чистой воды и наножидкости. Они оказались практически идентичны.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Rahimian A., Kazeminejad H., Khalafi H., Akhavan A., Mirvakili S. M. Boiling Heat Transfer and Critical Heat Flux Enhancement Using Electrophoretic Deposition of SiO₂ Nanofluid // *Science and Technology of Nuclear Installations*. 2019. Vol. 2019.
2. Theofanous T. G, Dinh T. N. High heat flux boiling and burnout as microphysical phenomena: mounting evidence and opportunities // *Multiphase Science and Technology*. 2006. Vol. 18, no. 3, Pp. 251–276.
3. Kandlikar S. G. A theoretical model to predict pool boiling CHF incorporating effects of contact angle and orientation // *Journal of Heat Transfer*. 2001. Vol. 123, no. 6. Pp. 1071–1079.
4. Liao L., Bao R., Liu Z. Compositive effects of orientation and contact angle on critical heat flux in pool boiling of water // *Heat and Mass Transfer*. 2008. Vol. 44, no. 12. Pp. 1447–1453.
5. Исаченко В. П. , Осипова В. А., Сукомел А. С. Теплопередача. 1975. 478 с.
6. Лабунцов Д. А. Вопросы теплообмена при пузырьковом кипении жидкости // *Теплоэнергетика*. 1972. № 9. С. 14–19.
7. Slobodina E. N., Mikhailov A. G. Application peculiarities of the higherature fluids containing nanoparticles in gas-tube boilers /15th International Scientific and Technical Conference, PESPC 2020 // *Journal of physics: Conference series*. 2020. Vol. 1652. P. 1–4.

ИНФОКОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

УДК 681.7.068: 535.92

DOI: 10.25206/2310-9793-2022-10-3-65-71

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК РАССЕЙНИЯ МАНДЕЛЬШТАМА - БРИЛЛЮЭНА В НЕКОТОРЫХ РАЗНОВИДНОСТЯХ ОПТИЧЕСКИХ ВОЛОКОН

THE EXPERIMENTAL TESTING OF THE MANDELSTAM – BRILLOUIN BACKSCATTER CHARACTERISTICS IN SOME VARIETIES OF OPTICAL FIBERS

И. В. Богачков¹, Н. И. Горлов²

¹Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

²Сибирский государственный университет телекоммуникаций и информатики, г. Новосибирск, Россия

I. V. Bogachkov¹, N. I. Gorlov²,

¹Omsk State Technical University, Omsk, Russia

²Siberian State University of Telecommunications and Computer Science, Novosibirsk, Russia

Аннотация. В этой работе представлены результаты тестирования параметров рассеяния Мандельштама – Бриллюэна для некоторых разновидностей одномодовых оптических волокон. Проанализированы их основные акустооптические характеристики. Приведены экспериментальные рефлектограммы бриллюэновского рефлектометра. Дана оценка бриллюэновского частотного сдвига для каждой рассмотренной разновидности оптических волокон. Приведены профили частотных зависимостей характеристик рассеяния Мандельштама – Бриллюэна. Представлены характеристики новых разновидностей одномодовых оптических волокон. Проведён сравнительный анализ их характеристик с характеристиками ранее исследованных одномодовых оптических волокон.

Ключевые слова: рассеяние Мандельштама – Бриллюэна, бриллюэновская рефлектометрия, одномодовое оптическое волокно, бриллюэновский частотный сдвиг, спектр рассеяния Мандельштама – Бриллюэна, ранняя диагностика физического состояния оптических волокон.

Abstract. This work presents results of testing (experimental research) parameters of the Mandelstam – Brillouin backscattering for some types of optic fibers. Their main acoustic-optical characteristics are analyzed. Experimental reflectograms of the Brillouin reflectometer are presented. The Brillouin frequency shift for each considered type of optical fibers is estimated. Frequency dependence profiles of the Mandelstam – Brillouin backscattering parameters are given. The characteristics of new varieties of single-mode optical fibers are presented. A comparative analysis of their parameters with the characteristics of previously researched optic fibers is carried out.

Keywords: optic fiber, Mandelstam – Brillouin backscattering, Brillouin reflectometry, Brillouin frequency shift, Mandelstam – Brillouin scattering spectrum profile, early diagnosis of the optic fiber physical state.

I. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время существенно изменился состав производителей оптических волокон (ОВ), которое используется для изготовления оптических кабелей (ОК) на территории России. Кроме того, также значительно изменился состав поставщиков оптических материалов, необходимых для производства ОВ.

В данное время существует большое количество типов одномодовых ОВ разных производителей. Для решения определённых задач были разработаны разные виды таких ОВ [1 – 8]. Классификация конкретных разновидностей ОВ (в том числе схожих по назначению и свойствам, но различных производителей) в проложенных ОК, а также оценка их акустооптических характеристик является актуальной задачей [3 – 7].

Структура современных ОВ различных типов может содержать нескольких слоёв, физические (акустооптические) характеристики которых различны [5 – 15].

В этой работе представлены результаты исследований характеристик рассеяния Манделъштама – Бриллюэна (РМБ) с помощью бриллюэновского рефлектометра таких разновидностей одномодовых оптических волокон: G.654, G.652 (с различными длинами волн отсечки), G.657.

Ранее авторами уже проводились исследования характеристик РМБ во многих разновидностях одномодовых ОВ, результаты которых приведены в работах [1 – 5, 14 – 17].

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

С целью изучения параметров РМБ (частотных характеристик РМБ (спектра РМБ (СРМБ)) и оценки величин БЧС) в одномодовых оптических волокнах необходимо получить бриллюэновские рефлектограммы для всех анализируемых разновидностей ОВ.

Для этого были проведены экспериментальные исследования с BOTDR (бриллюэновским импульсным рефлектометром) «Ando AQ 8603» при содействии ЗАО «Москабель-Фуджикюра» (г. Москва).

III. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Для обнаружения натяжённых участков в ОВ (а также участков, имеющих отклонения по температуре) используется метод бриллюэновской рефлектометрии. В результате по максимуму спектра РМБ (СРМБ) определяется БЧС (бриллюэновский частотный сдвиг – f_B), зависящий как от продольного натяжения, так и от температуры ОВ [5 – 14]. При измерениях ОВ находились в свободном состоянии (то есть, не были растянуты или сжаты в продольном направлении) при комнатной температуре.

На частотные характеристики РМБ влияет зависимость параметров акустических мод (и их продольная направленность) от структуры слоёв ОВ, а также от разновидностей и концентрации различных легирующих добавок в сердцевине ОВ [6 – 13].

В каждом эксперименте ОВ_н – G.652 (нормализующая катушка), а ОВ_{ис} – исследуемая разновидность ОВ.

На рис. 1 представлено пространственное распределение СРМБ для ОВ G.654E (рекомендация МСЭ–Т G.654E – ОВ со смещенной отсечкой (длиной волны отсечки (λ_{cut}), равной 1530 нм), которое предназначено для высокоскоростных наземных оптических сетей большой протяженности). Длина волны отсечки – это минимальная длина волны, устанавливающая границу для одномодового режима распространения световых волн (в ОВ распространяется только одна мода). Это ОВ имеет достаточно низкие потери на макроизгибе, улучшенные характеристики хроматической дисперсии для диапазона длин волн 1530–1625 нм, диапазон номинального диаметра модового поля и т. п.

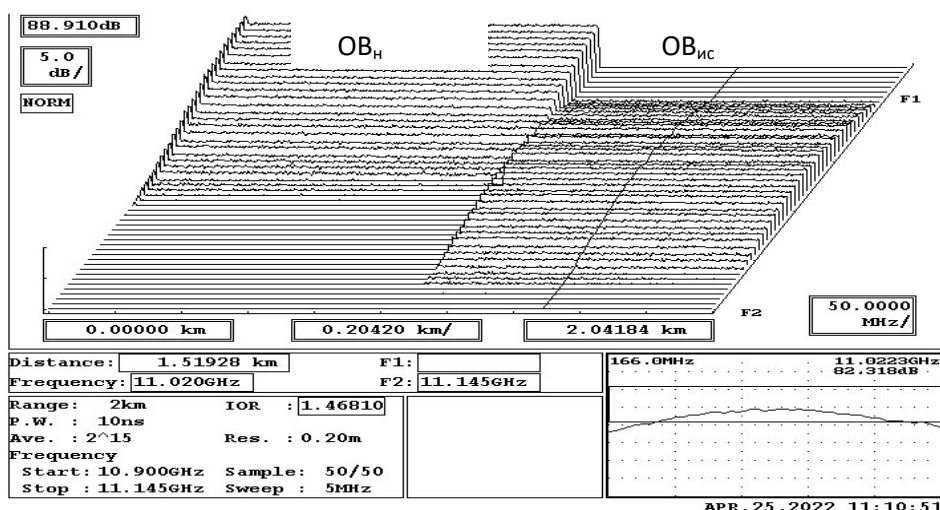


Рис. 1. Пространственное распределение СРМБ для ОВ G.654E

В правом нижнем углу всех представленных бриллюэновских рефлектограмм показаны частотные профили СРМБ и величины (БЧС – f_B) для исследуемых разновидностей ОВ.

На рис. 2 для ОВ G.654E показана мультирефлектограмма, которая представляет пространственные зависимости (по всей длине световода) уровня обратно отражённого сигнала (Loss), натяжения (Strain), ширины СРМБ (B.S.W) и профиля СРМБ), соответствующие 3D-BOTDR-рефлектограмме распределения СРМБ, показанной на рис. 1, с указанием характерных участков и положения БЧС (f_B).

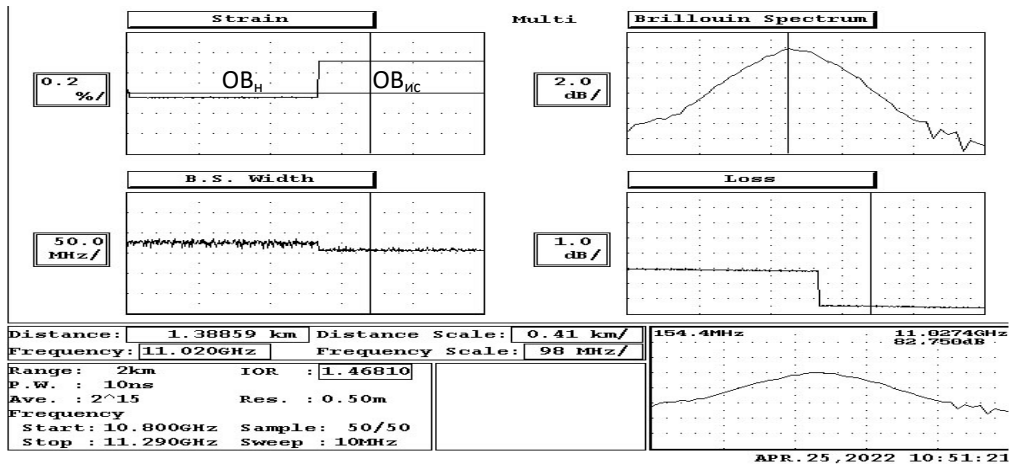


Рис. 2. Мультирефлектограмма для OB G.654E

На рис. 3 представлено пространственное распределение СРМБ для OB G.652 (1305 нм) (рекомендация МСЭ–Т G.652 – длина волны отсечки составляет 1305 нм).

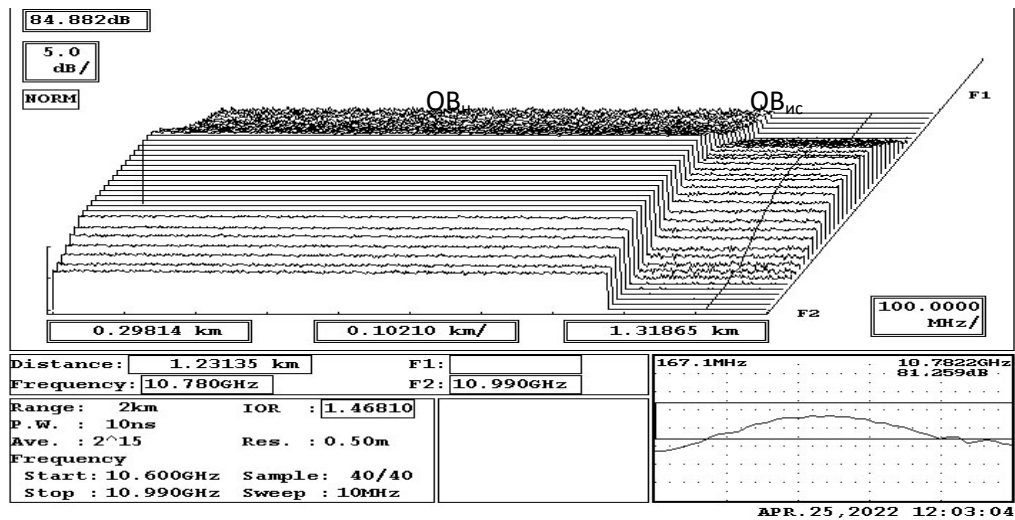


Рис. 3. Пространственное распределение СРМБ для OB G.652 (1305 нм)

На рис. 4 для OB G.652 (1305 нм) приведена соответствующая мультирефлектограмма.

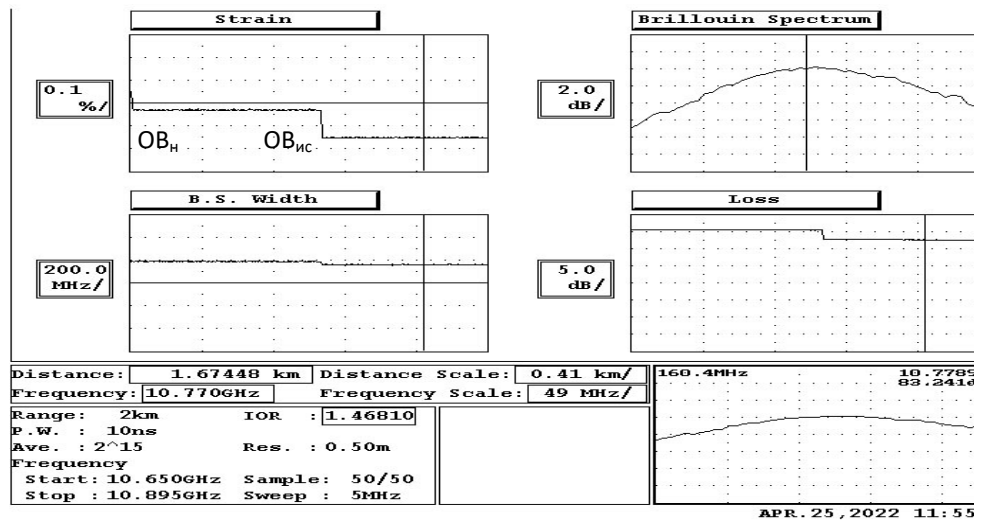


Рис. 4. Мультирефлектограмма для OB G.652 (1305 нм)

На рис. 5 представлено пространственное распределение СРМБ для ОВ G.652 (1235 нм) (рекомендация МСЭ-T G.652 – длина волны отсечки составляет 1235 нм).

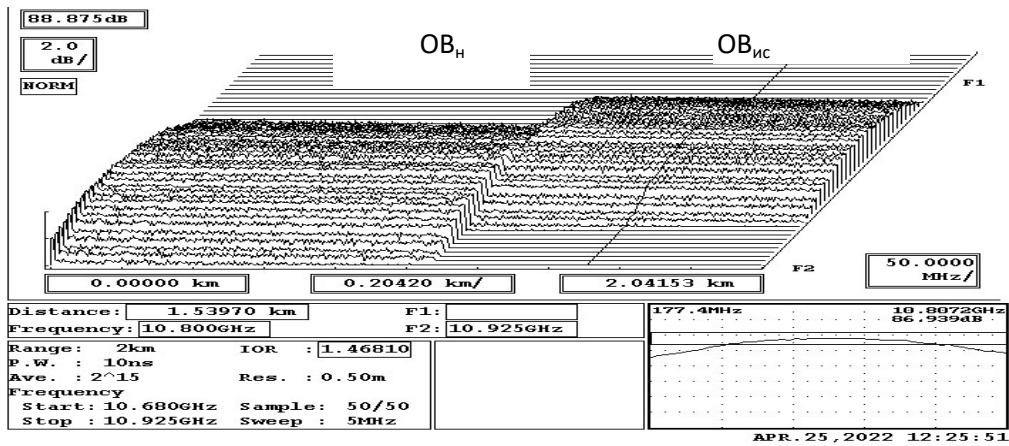


Рис. 5. Пространственное распределение СРМБ для ОВ G.652 (1235 нм)

На рис. 6 для ОВ G.652 (1235 нм) приведена соответствующая мультирефлектограмма.

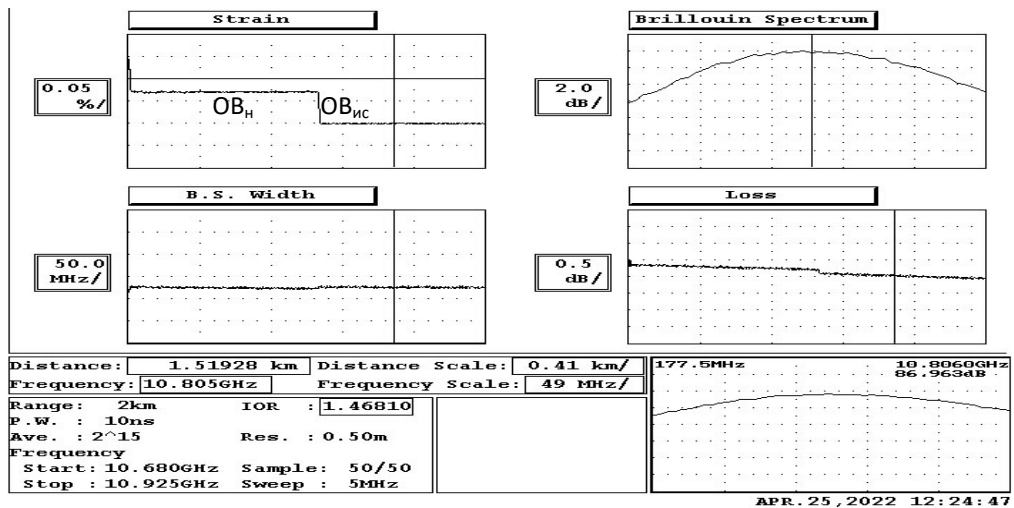


Рис. 6. Мультирефлектограмма для ОВ G.652 (1235 нм)

На рис. 7 представлено пространственное распределение СРМБ для ОВ G.657 (рекомендация МСЭ-T G.657 – ОВ с повышенной устойчивостью к изгибам, то есть не чувствительное к потерям на изгибе).

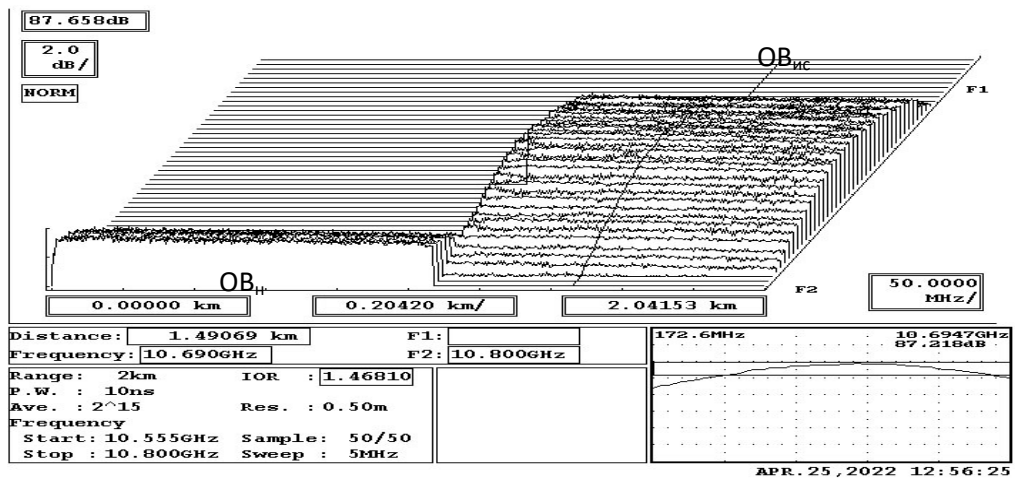


Рис. 7. Пространственное распределение СРМБ для ОВ G.657

На рис. 8 для ОВ G.657 приведена соответствующая мультирефлектограмма.

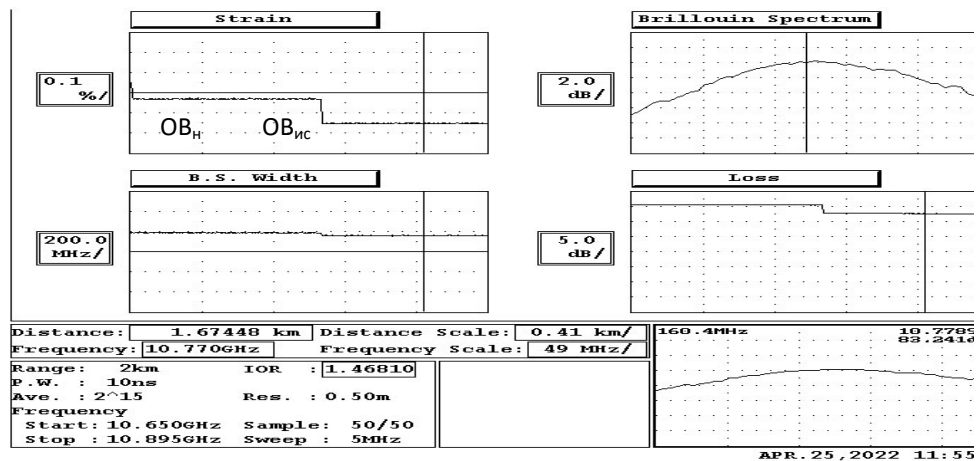


Рис. 8. Мультирефлектограмма для ОВ G.657

На рис. 9 представлено пространственное распределение СРМБ для ОВ при соединении ОВ G.652 + “DRAKA” + ULTRA + LBL. Различие характеристик СРМБ позволяет определить различить разновидности ОВ, используемые на различных участках. БЧС у ОВ “DRAKA” – 10.754 ГГц.

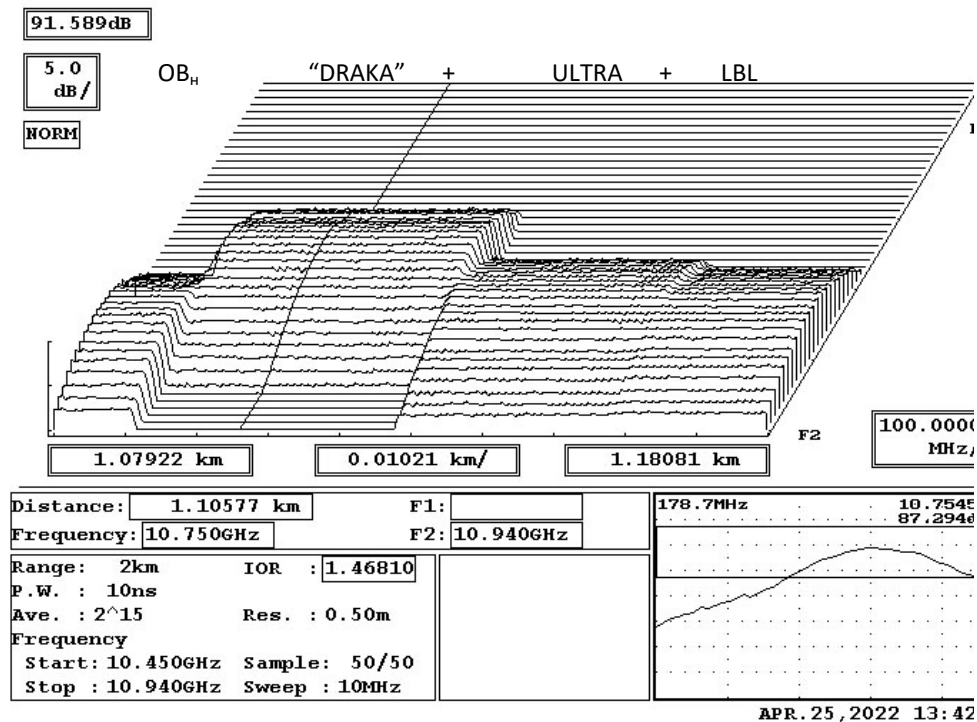


Рис. 9. Пространственное распределение СРМБ при соединении ОВ G.652 + “DRAKA” + ULTRA + LBL

IV. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Объединение отрезков нескольких разновидностей ОВ в общий световод существенно увеличивает скорость получения итоговых результатов измерений. По полученным общим BOTDR-рефлектограммам можно наблюдать изменения СРМБ и изучать профили СРМБ различных типов ОВ.

Изучение с помощью бриллюэновского рефлектометра особенностей поведения СРМБ в ОВ различных видов и производителей позволили установить начальное значение БЧС (f_{B0}) для всех проанализированных разновидностей ОВ [1 – 5, 14 – 17].

В таблицу 1 сведены значения f_{B0} для проанализированных в этой работе типов ОВ (у них добавлена в обозначение буква «S»), а также некоторых других ранее проанализированных ОВ [1 – 5, 14 – 17].

Таблица 1

Разновидность ОВ	Значения f_{B0} , ГГц	Рекомендуемые значения f_{B0} , ГГц
G.652 (G.652 LBL)	10.84	10.84
G.652 Ultra	10.82...10.83	10.82
G.652 S(1235)	10.806 ... 10.810	10.81
G.652 S(1305)	10.778 ... 10.820	10.78
G.654E S	11.021 ... 10.025	11.02
G.657 S	10.694	10.69
“DRAKA” S	10.754	10.75

V. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, при наличии бриллюэновских рефлектограмм по величине БЧС, характеристикам частотного профиля СРМБ можно классифицировать разновидности ОВ, а также выявлять производителя ОВ.

Авторы благодарят сотрудников ЗАО «Москабель–Фуджикура» и АО «Оптиковолоконные Системы» (г. Саранск) за проявленный интерес к настоящей работе, за предоставленные для исследования образцы ОВ и содействие в проведении экспериментов с BOTDR.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Богачков И. В., Майстренко В. А., Горлов Н. И. Исследование влияния структуры оптических волокон на характеристики акустооптического взаимодействия // Динамика систем, механизмов и машин. 2021. Т. 9, № 3. С. 86–94.
2. Богачков И. В. Исследования характеристик рассеяния Мандельштама – Бриллюэна в специализированных одномодовых оптических волокнах // Динамика систем, механизмов и машин. Омск: ОмГТУ, 2017. Т. 5, № 4. С. 4–8.
3. Богачков И. В., Горлов Н. И. Построение частотной характеристики рассеяния Мандельштама – Бриллюэна в оптических волокнах различных видов // Динамика систем, механизмов и машин. 2021. Т. 9, № 3. С. 95–104.
4. Богачков И. В., Горлов Н. И. Анализ влияния структуры физических слоёв оптических волокон на характеристики рассеяния Мандельштама – Бриллюэна // Системы синхронизации, формирования и обработки сигналов, 2020. Т. 11, № 3. С. 64–69.
5. Богачков И. В., Горлов Н. И. Исследование влияния структуры оптических волокон на спектральные характеристики рассеяния Мандельштама – Бриллюэна // Динамика систем, механизмов и машин. 2020. Т. 8, № 4. С. 98–105.
6. Ruffin A. B., Li M.-J, Chen X., Kobayakov A., Annunziata F. Brillouin gain analysis for fibers with different refractive indices // Opt. Lett. 2005. Vol. 30. Pp. 3123–3125.
7. Богачков И. В. Определение профиля спектра рассеяния Мандельштама – Бриллюэна в оптических волокнах различных видов // Вестник СибГУТИ. 2021. Вып. 2. С. 88–99.
8. Liu X. Characterization of Brillouin scattering spectrum in LEAF fiber. University of Ottawa, 2011. 102 p.
9. Koyamada Y., Sato S., Nakamura S., Sotobayashi H., Chujo W. Simulating and designing Brillouin gain spectrum in single-mode fibers // Lightwave Technol. 2004. Vol. 22. Pp. 631–639.
10. Dragic P. D., Estimating the effect of Ge doping on the acoustic damping coefficient via a highly Ge-doped MCVD silica fiber // J. Opt. Soc. Am. B. 2009. Vol. 26. Pp. 1614–1620.
11. Law P.-C., Liu Y.-Sh., Croteau A., Dragic P. D. Acoustic coefficients of P2O5-doped silica fiber: acoustic velocity, acoustic attenuation, and thermo-acoustic coefficient // Optical Materials Express. 2011. Vol. 1, no. 4. P. 686–699.
12. Zou W., He Z., Hotate K. Experimental study of Brillouin scattering in fluorine-doped single-mode optical fibers // Opt. Express, 2008. Vol. 16. Pp. 18804–18812.
13. Sikali Mamdem Y., Pheron X., Taillade F // Two-dimensional FEM Analysis of Brillouin gain spectra in acoustic guiding and antiguiding single mode optical fibers / COMSOL Conference 2010 : proceedings. Paris. 2010.
14. Богачков И. В., Горлов Н. И. Изучение особенностей рассеяния Мандельштама – Бриллюэна в оптических волокнах различных видов // Телекоммуникации. 2019. № 5. С. 21–29.
15. Bogachkov I. V. Research of the features of Mandelstam – Brillouin backscattering in optical fibers of various types // T-comm, 2019. Vol. 13, no. 1. Pp. 60–65.

16. Богачков И. В., Трухина А. И. Исследования влияния структуры оптических волокон на характеристики рассеяния Манделъштама – Бриллюэна // Системы синхронизации, формирования и обработки сигналов. 2019. Т. 10, № 3. С. 15–19.

17. Bogachkov I. V., Trukhina A. I. Researches of Initial Value of the Brillouin Frequency Shift in Optical Fibers of Different Types // IEEE “2018 Systems of signals generating and processing in the field of onboard communications” – Proceedings, Moscow. 2018. P. 1–4.

УДК 621.372.21:621.315.2:517.442

DOI: 10.25206/2310-9793-2022-10-3-71-78

АНАЛИЗ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ИМПУЛЬСНЫХ СИГНАЛОВ С МАЛЫМ ВРЕМЕНЕМ НАРАСТАНИЯ ФРОНТА С ПОМОЩЬЮ ЧИСЛЕННЫХ МЕТОДОВ

AN ANALYSIS OF THE PULSE SIGNAL PROPAGATION WITH A SHORT TIME OF THE FRONT RISE USING NUMERICAL METHODS

И. В. Богачков

Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

I. V. Bogachkov

Omsk State Technical University, Omsk, Russia

Аннотация. В данной работе приведены результаты исследований переходных характеристик протяжённых кабельных линий передачи. Рассмотрена методика получения характеристик распространения импульсных сигналов с малым временем нарастания фронта на основе численного обращения преобразования Лапласа. Представлены формулы для вычисления переходных характеристик и рефлектограмм. Дана оценка точности применяемых формул. Приведены рекомендации по повышению точности анализа. Представлены графики характеристик.

Ключевые слова: рефлектометрия, переходные характеристики, импульсный сигнал, численные методы, обращение преобразования Лапласа.

Abstract. This paper presents the results of studies of transient characteristics of extended cable transmission lines. A technique for obtaining the propagation characteristics of pulse signals with a short rise time of the front based on the numerical reversal of the Laplace transform is considered. Formulas for calculating transient characteristics and reflectograms are presented. An assessment of the accuracy of the formulas used is given. Recommendations for improving the accuracy of the analysis are given. Graphs of characteristics are presented.

Keywords: reflectometry, transient characteristics, pulse signal, numerical methods, reversal of the Laplace transform.

1. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время при исследовании характеристик проводных телекоммуникационных линий связи (линий передачи – ЛП) широко применяются рефлектометрические методы [1 – 3]. При анализе и имитационном моделировании импульсных сигналов часто требуется вычисление переходных и импульсных характеристик ЛП [3, 4]. Одним из методов получения временных характеристик является операторный метод (метод анализа изображений по Лапласу) [4 – 6].

Временные характеристики ЛП получаются после обращения итогового изображения по Лапласу, которое получается перемножением передаточной функции ЛП и изображения в операторной форме входного сигнала.

Задача имеет точное аналитическое решение лишь для достаточно простых случаев. Чаще всего необходимо использовать численные методы [6 – 8].

II. ТЕОРИЯ. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Зная переходную характеристику системы, можно оценить искажения импульсного сигнала.

Как известно, идеальный прямоугольный импульс $i_p(t)$ длительностью τ может быть описан через две смещенные функции Хевисайда: $i_p(t) = 1(t) - 1(t - \tau)$.

Хотя реальный импульс имеет конечную скорость нарастания фронта («крутизну»), – и соответственно требуется определенное время на достижение установившегося значения τ_ϕ – «время фронта»; для спада (заднего фронта) импульса процессы имеют аналогичный характер – «время среза», – при очень малой длительности переходного процесса считают, что отклонением от прямоугольной формы можно пренебречь.

Переходная характеристика $h(t)$ исследуемой системы при известной передаточной функции $K(p)$ получается обращением изображения по Лапласу по следующей формуле: $h(t) = L^{-1}\{K(p)/p\}$, где p – оператор Лапласа [4].

В результате соответствующий импульс на выходе ЛП получается наложением переходной характеристики ЛП и смещенной на τ переходной характеристики ЛП, взятой с противоположным знаком:

$$f(t) = h(t) - h(t - \tau). \quad (1)$$

Передаточная функция ЛП описывается выражением $K(p) = \exp(-\gamma l)$, где l – длина ЛП, а γ – комплексный волновой коэффициент распространения ($\gamma = \alpha + i\beta$, где α – коэффициент ослабления, а β – коэффициент фазы).

Кабельные проводные ЛП (коаксиальная ЛП и т.п.) можно представить в виде первичных (погонных) параметров (на единицу длины): R_0 – сопротивление проводников линии; G_0 – проводимость диэлектрика линии; L_0 – индуктивность линии, C_0 – ёмкость линии [6].

Через погонные параметры волновой коэффициент распространения $\gamma(p)$ определяется так:

$$\gamma(p) = \sqrt{(pL + A\sqrt{p + R})(pC + G)}, \quad (2)$$

где коэффициент A при \sqrt{p} определяется характеристикой скин-эффекта, который наблюдается в проводниках ЛП на высоких и сверхвысоких частотах [4, 6].

Выходная характеристика сигнала, прошедшего анализируемую согласованную ЛП, получается с помощью обращения изображения по Лапласу (обратного преобразования Лапласа) следующего типа:

$$f(t) = \frac{1}{2\pi i} \int_{\sigma - i\infty}^{\sigma + i\infty} F(p) \exp(pt - \gamma(p)l) dp, \quad (3)$$

где $F(p)$ – изображение по Лапласу входного сигнала ($i = \sqrt{-1}$ – «мнимая единица»). Для получения переходной характеристики $h(t)$ принимается, что $F(p) = L\{1(t)\} = 1/p$.

При аналитических вычислениях вместо вычисления интеграла (3) целесообразно разложить обращаемое изображение $F(p) \exp(-\gamma(p)l)$ на компоненты, которые имеют известные решения, которые можно взять из таблиц преобразований Лапласа [4 – 9].

Из обращаемой (аппроксимируемой) функции $F(p) \exp(-\gamma(p)l)$ целесообразно выделить множитель, не зависящий от p , соответствующий амплитудному (масштабирующему) коэффициенту, и множитель вида $\exp(-t_s p)$, соответствующий сдвигу по времени начала отсчета импульса на выходе ЛП (t_s – время задержки распространения электромагнитной волны (ЭМВ) в ЛП). Оставшуюся часть обращаемой функции будет нормирована по амплитуде и соответствовать началу переходной (или временной) характеристики в точке $t = 0$. Для дальнейшей аппроксимации целесообразно использовать функции, которые имеют известные (табличные) обращения Лапласа [4, 6].

Для согласованной линии, как показали исследования автора [4, 6], наилучшие результаты получаются при такой аппроксимации:

$$\gamma \approx a_2 + a_1\sqrt{p} + a_0p. \quad (4)$$

Для получения итоговой формулы, необходимо разложить в ряд формулу (2) по степеням \sqrt{p} при $p \rightarrow 0$ и при $p \rightarrow \infty$. Объединение разложений γ при $p \rightarrow 0$ и при $p \rightarrow \infty$

$$\gamma \approx \sqrt{RG} + 0.5A\sqrt{G/R} \cdot \sqrt{p} + \dots + \gamma \approx p\sqrt{LC} + 0.5A\sqrt{C/L} \cdot \sqrt{p} + \dots$$

позволяет получить итоговую формулу ($a_0 = \sqrt{LC} = t_3 / l$, $a_2 = \sqrt{RG} \approx \alpha$):

$$\gamma \approx \sqrt{RG} + \frac{0.5A}{Z_c(p)} \cdot \sqrt{p} + p\sqrt{LC}, \quad (5)$$

где $Z_c(p) = \sqrt{\frac{pL+R}{pC+G}}$ – характеристическое сопротивление ЛП, – для высоких частот $Z_c \approx \sqrt{L/C}$ [4, 6]. Кроме

того, для современных ЛП собственные потери проводимости малы.

Разложение (5) весьма удобно, так как в нем необходимо определить оригинал только для изображения, соответствующему слагаемому $\frac{0.5A}{Z_c(p)} \cdot \sqrt{p}$ [4, 6]. То есть, для такого изображения:

$$F(p) = \exp(-a_1\sqrt{p}), \quad (6)$$

которое имеет известное точное обращение :

$$h_0(t) = 1 - \operatorname{erf}\left(\frac{0.5a_1}{\sqrt{t}}\right), \quad (7)$$

где $\operatorname{erf}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x \exp(-t^2) dt$ – «интеграл ошибок» («функция ошибок») [4, 6].

С учетом физического смысла коэффициентов a_0 ($a_0 l = t_3$) и a_2 (коэффициент затухания сигнала), рассмотренного выше, получаем итоговую формулу :

$$h(t - t_3) = \exp(-l\sqrt{RG}) \cdot \left(1 - \operatorname{erf}\left(\frac{0.25Al}{\sqrt{t-t_3}} \sqrt{\frac{C}{L}}\right) \right). \quad (8)$$

Исследования автора доказали, что при очень малых величинах времени нарастания фронта импульса будут проявляться осцилляции временных параметров, аналогичные колебательным разновидностям переходных характеристик, которые наблюдаются в линейных электрических цепях. Эти эффекты связаны с ограничением полосы частот, которые характерны в реальных системах (ЛП). Кроме эффектов, связанных с ограничением диапазона рабочих частот, проявляются и различные отраженные волны от разветвлений, соединений и нерегулярностей в телекоммуникационных трактах. В реальных инфокоммуникационных системах это в результате может привести к существенным искажениям выходного сигнала.

Если нагрузка не согласованна с генератором, то приходится определять характеристики для каждой попутной отраженной ЭМВ, а затем суммировать полученные решения [4, 6].

Выходной сигнал ЛП в общем случае можно определить по следующей формуле:

$$h(x, t) = \frac{1}{2\pi i} \int_{\sigma-i\infty}^{\sigma+i\infty} \frac{Z_c(1 + \Gamma_l \exp(-2\gamma(l-x))) \exp(pt - \gamma l)}{p(Z_c + Z_0)(1 - \Gamma_l \Gamma_0 \exp(-2\gamma l))} dp, \quad (9)$$

где Γ_l и Γ_0 – это коэффициенты отражений от нагрузки и генератора соответственно, а Z_0 и Z_c – соответственно характеристическое сопротивление генератора и ЛП.

Наблюдаемого рефлектограмма отраженного сигнала на экране кабельного импульсного рефлектометра с учётом обязательного согласования ЛП на входе рефлектометра ($\Gamma_0 = 0$, что достигается при $Z_c = Z_0$) получается обращением следующего выражения:

$$f(t) = \frac{1}{4\pi i} \int_{\sigma-i\infty}^{\sigma+i\infty} F(p) \cdot \exp(pt - \gamma(p)l) \cdot (1 + \Gamma_l \exp(-2\gamma(p)l)) \cdot dp. \quad (10)$$

Таким образом, для получения выходных временных характеристик в ЛП, которые не имеют полного согласования со своей нагрузкой, следует сформировать оптимальные методы анализа на основе квадратурных формул высокой точности [9–12] инверсии обращений изображений по Лапласу. Данные формулы малочувствительны к возможным изменениям временных выходных характеристик изображений для реальных тестирующих сигналов. При этом следует построить наиболее строгие математические квадратурные формулы высокой точности для импульсных сигналов, распространяющихся в популярных кабельных ЛП [6].

III. ПОСТРОЕНИЕ ФОРМУЛ ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО ОБРАЩЕНИЯ ИЗОБРАЖЕНИЙ ПО ЛАПЛАСУ ПЕРЕДАТОЧНЫХ ФУНКЦИЙ ЛИНИЙ ПЕРЕДАЧИ

В работах [10–12] представлена математическая модель, в которой возможно получение временных характеристик импульсных сигналов с помощью численных методов обращения преобразований по Лапласу с точностью, достаточной для практических применений.

Для получения временных характеристик распространяющихся в ЛП импульсных сигналов автором были выбраны формулы для квадратур максимального уровня точности [10, 11]. У этих многочленов порядка n формула является точной для многочлена порядка $2n-1!$ [10, 11].

Интеграл для обрабатываемой функции (аналогичный формуле (3)) сводится после замены переменных ($pt = x$) к такому виду:

$$f(s) = \frac{1}{2\pi i} \int_{\sigma-i\infty}^{\sigma+i\infty} \frac{\varphi(x) \exp(x)}{x^s} dx \approx \sum_{k=1}^n A_k \varphi(x_k), \quad (11)$$

где n – порядок квадратуры, а $\varphi(x)$ – остаток функции, который следует разложить в степенной ряд, x_k – узловые точки, а A_k – вычисляемые по рассмотренным выше коэффициенты квадратур [10].

Узловые точки квадратур вычисляются как корни опорных функций. Формула для определения параметров квадратур имеет такую форму [11]:

$$P_n(x) = \sum_{k=0}^n (-1)^{k+n} \frac{n!(k+s+n-2)!}{x^k \cdot k!(n-k)!(s+n-2)!}, \quad (12)$$

при этом сами коэффициенты для квадратурных формул определяются следующим выражением [10, 11]:

$$A_k = \frac{(-1)^{n-1}(s+2n-2)(n-1)!}{\frac{\partial P_n(x_k)}{\partial n} \Gamma(s+n-1) P_{n-1}(x_k)}. \quad (13)$$

При воздействии реального сигнала, как показали исследования, проведённые автором [4, 6], для вычисления временной характеристики ЛП, – как при определении переходной, так и при определении временных характеристик, – оптимальной является формула при первом порядке вычислений ($s=1$), что позволяет с учётом сокращений упростить формулы (12) и (13):

$$P_n(x) = \sum_{k=0}^n (-1)^{n+k} \frac{(n+k-1)! n}{(n-k)! k! x^k}, \quad A_k = \frac{(-1)^{n-1} (2n-1)}{P_{n-1}(x_k) \frac{\partial P_n(x_k)}{\partial n}}. \quad (14)$$

При практическом применении построенных аппроксимаций [4] были отмечены такие особенности при вычислениях по квадратурным формулам с двойной точностью [6].

Если невозможно организовать вычисления обращения изображений по Лапласу с точностью, которая будет выше тройной, в различных математических вычислительных средах целесообразно воспользоваться таблицами точных значений [10, 11]. Однако эти таблицы составлены только до 16-го порядка включительно.

При использовании ортогональных полиномов высокой точности неизбежно проявляется подобная проблема, поскольку значения коэффициентов полинома существенно увеличиваются при росте его порядка. В результате часть суммируемых значений может «потеряться», если нет возможности увеличить разрядность «аккумулятора вычислений».

В таком случае погрешность вычислений может существенно увеличиться. При этом простым увеличением порядка квадратур, как показывают практические испытания, эту погрешность снизить не удастся [6].

Типовая временная характеристика согласованной коаксиальной ЛПП приведена на рис. 1.

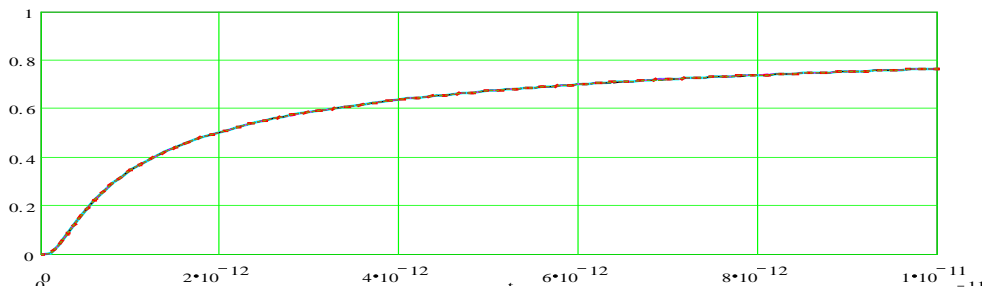


Рис. 1. Функция типовой рефлектограммы согласованной ЛПП.

Относительные отклонения для формул с двойной точностью (для квадратур порядков $I15$ и $I16$ – графики «ot15» и «ot16» соответственно), а также соответственно для формул комбинированных квадратур средних порядков ($I12$ – $I14$ – графики «ot12» – «ot14») приведены на рис. 2 [4].

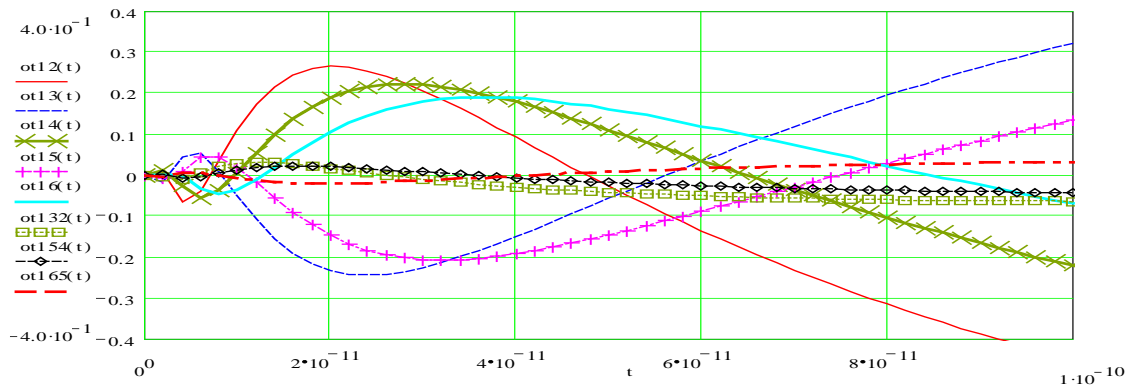


Рис. 2. Зависимости отклонений аппроксимаций (%)

С ростом порядка интерполяции, как следует из рис. 2, приближение аппроксимируемых зависимостей к действительному результату наблюдается для графиков относительной погрешности *со сменой знака*. Анализ показывает [4, 6], что при усреднении двух интерполяционных формул порядков n и $n-1$:

$$I165(t) = (I16 + I15) / 2, - \tag{15}$$

можно достичь выигрыша точности, который будет соответствовать использованию квадратур высокого порядка: $2n-1$ ($I165$ – график «ot165» на рис. 2).

Анализ показывает, что при реализации данного метода можно улучшить точность вычислений [6]. При этом можно устранить проблему накопления ошибок, а также уменьшить общую относительную ошибку вычислений.

Полученные квадратурные формулы, как следует из рис. 2, также имеют разные знаки относительных погрешностей [4, 6].

Комбинированные формулы высших порядков показаны на рис. 3. При этом приведены и дальнейшие возможности для улучшения точности вычислений.

При дальнейших вычислениях представленные меры позволяют реализовать дальнейшее усреднение комбинированных квадратурных формул наивысших порядков: $I_{1654} = (I_{165} + I_{154})/2$, – график, соответствующий на рис. 3 зависимости «ot1654». Как показывает анализ, относительная погрешность комбинации следующего порядка I_{16543} составляет менее 10^{-5} [4, 6].

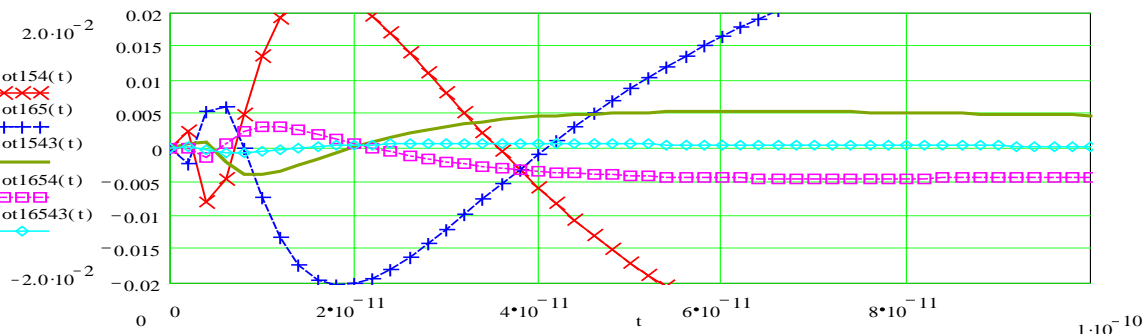


Рис. 3. Зависимости относительных погрешностей (%) при последовательном приближении улучшенных формул

Проанализированный метод можно рекомендовать для получения временных характеристик в типовых ЛП с высокой точностью [6].

Однако остаётся проблема оценки допустимой погрешности при отсутствии возможности сравнения с известным (точным) решением, которое в сложных практических случаях обычно является неизвестным.

IV. АНАЛИЗ ПОГРЕШНОСТИ ФОРМУЛ ДЛЯ ЧИСЛЕННОГО ОБРАЩЕНИЯ ИЗОБРАЖЕНИЙ ЛАПЛАСА, ТОЧНЫЕ РЕШЕНИЯ КОТОРЫХ НЕИЗВЕСТНЫ

Проанализируем аналогию с методами численного интегрирования (для определённых интегралов).

При оценке относительной ошибки обычно необходим анализ производной подынтегральной функции, что далеко не всегда является возможным.

Метод двойного интегрирования свободен от данного недостатка.

При последовательных вычислениях в это методе определяется разность между значениями полученных на текущем и последующем шагах вычисления интегральных сумм, которые отличаются шагом интегрирования.

В результате при получении интегральной суммы порядка n реализуется шаг интегрирования, который будет в два раза меньше, чем шаг интегральной суммы порядка $n-1$.

Это позволяет контролировать сходимость вычислительного процесса.

У сходящегося ряда (процесса) на каждом шаге модуль разности полученных интегральных сумм будет меньше, чем на предыдущем шаге, то (при достижении значения модуля разности итогового результата менее, чем заданная величина погрешности) вычислительный процесс можно завершить, так как относительная погрешность (остаточный член) на текущем шаге будет меньше заданной относительной погрешности вычислений.

Для реализации предлагаемого метода необходимо сделать следующее.

Вычисляются и строятся три последовательные квадратурные формулы.

За тем вычисляется модуль разности между соседними квадратурными формулами.

У сходящихся процессов, указанная выше разность по мере роста порядка квадратур уменьшается. Это позволяет судить о возможной сходимости процесса вычислений по рассмотренным выше формулам, а модуль разности – о текущей относительной погрешности квадратурных на текущем шаге вычислений.

Проанализируем вычисление временной характеристики по формуле (10) (рис. 4).

Временные характеристики для (10), точное обращение которой неизвестно, определяются с помощью квадратурных формул порядка 13 (I_{13}), а затем усреднением (то есть, последовательным комбинированием) квадратурных формул высших порядков (с 12 по 16 – I_{16543} , а затем и последующего усреднения – I_{165432}) [6].

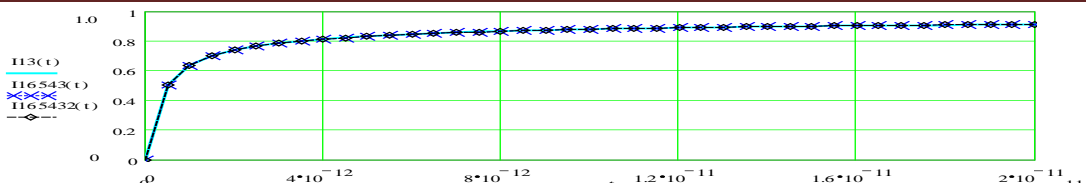


Рис. 4. Рефлектограмма коаксиальной ЛПП

Относительные погрешности всех итоговых комбинированных формул высших порядков были проанализированы в [4].

Отклонений комбинированных формул высших порядков ($pg_{ij} = |I_{ij} - I_{li}|$) даны на рис. 5.

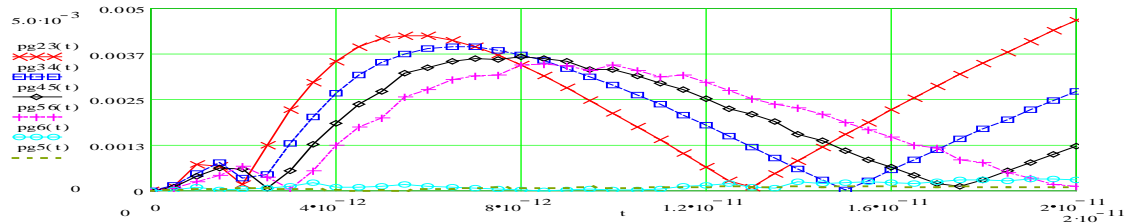


Рис. 5. Зависимости погрешностей квадратур с 12-го до 16-го порядков

На рис. 6 представлено развитие процесса для комбинированных формул высоких порядков:

$pg1 = |I165432 - I16543|$, $pg2 = |I16543 - I15432|$, $pg3 = |I15432 - I1654|$, $pg4 = |I1654 - I1543|$, $pg5 = |I1543 - I1432|$, $pg6 = |I1432 - I165|$.

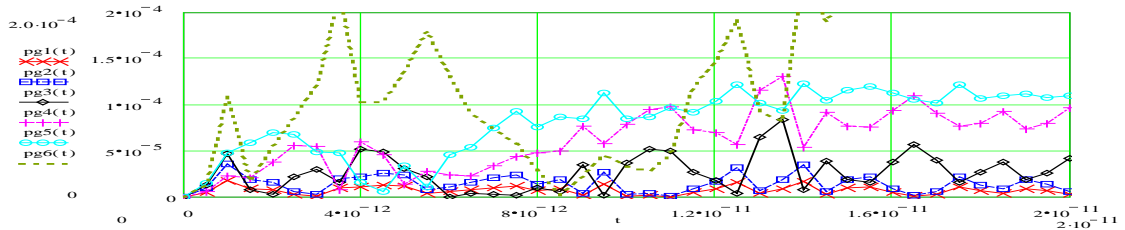


Рис. 6. Графики последовательных приближений комбинированными формулами

Анализ показывает, что для реализации вычислений с погрешностью менее 0.01% необходимо выполнить вычисления по комбинированными формула наивысших порядков (pg1–pg3).

Однако для реализации точности аппроксимации порядка 0.4% достаточно использовать формулу четырнадцатого порядка.

Проанализируем временную характеристику коаксиальной линии при воздействии входного импульса (кабельный рефлектометр) с $t_{\phi} = 50$ пс.

На рис. 7 представлена соответствующая временная характеристика.

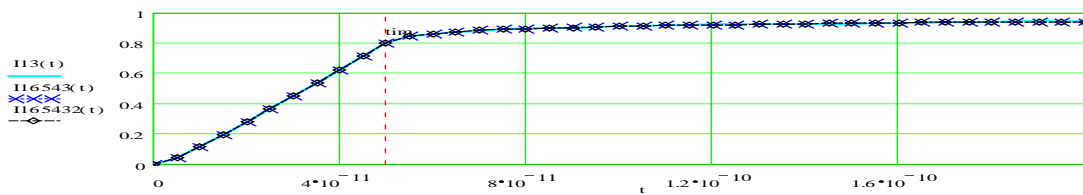


Рис. 7.

Графики погрешностей (улучшения точности вычислений) представлены на рис. 8.

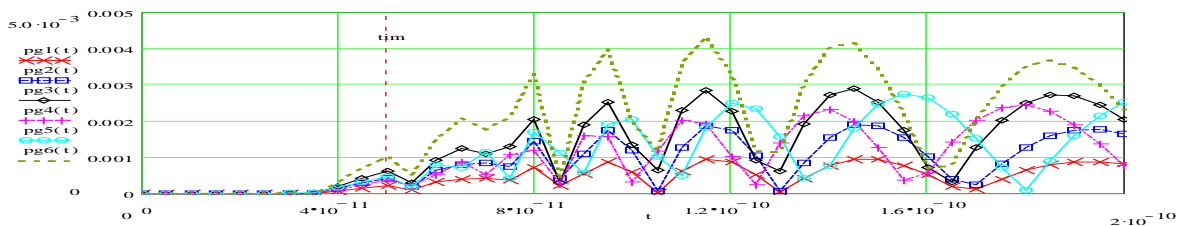


Рис. 8. Зависимости изменений погрешностей приближения.

Таким образом, предложенный способ можно применять для решения сложных задач при определении переходных и временных характеристик проводных ЛП [4, 6].

V. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате предложенный метод расчета временных характеристик проводных ЛП можно осуществить по следующему алгоритму.

Множители вида $\exp(-l\sqrt{RG})$ и $\exp(-pt_3)$ выделяются из итоговой формулы.

Из первичных параметров ЛП $\gamma(p)$ определяется изображение входного сигнала $F(p)$ при определённых $G_0(p)$ и $G(p)$. После этого получаем формулу (9) (или в частных случаях – (10) или (3)).

Вычисляем временные характеристики с выбранным шагом по формулам (14).

Последовательно определяем квадратурные формулы соседних порядков (n , $n-1$ и $n-2$), и далее для оценки итоговой относительной погрешности вычислений вычисляем итоговые разности зависимостей.

С увеличением порядка аппроксимации относительная погрешность вычислений должна уменьшаться.

Если требуется повышенная точность, то необходимо использовать комбинированные формулы с рекуррентным повторением процесса.

После получения необходимой точности вычислений полученную временную характеристику умножают на $\exp(-l\sqrt{RG})$ (масштабируем амплитуду сигнала) и сдвигаем полученную временную характеристику на t_3 .

Таким образом, рассмотренные методы позволяют получать временные характеристики телекоммуникационных линий в различных практических случаях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Bogachkov I. V., Gorlov N. I. Improvement of devices for early diagnostics of the optical fibers state of telecommunications systems // *Journal of Physics: Conference Series*. 2021. Vol. 1791. P. 1–8.
2. Bogachkov I. V., Gorlov N. I. Joint testing of optical pulse reflectometers of various types for early diagnostics and detection of “problem” sections in optical fibers // *13th International Conference on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering (APEIE–2016) – Proceedings*. Novosibirsk. 2016. Vol. 1. Pp. 152–156.
3. Bogachkov I. V., Gorlov N. I. The Basics of Automated Processing of Optical Fiber Reflectograms for Evaluating Characteristics of the Mandelstam – Brillouin Backscatter // *Systems of Signal Synchronization, Generating and Processing in Telecommunications (SINKHROINFO–2020) – Proceedings*, Kaliningrad. 2020. P. 1–6.
4. Богачков И. В. Анализ распространения импульсных сигналов в линиях передачи Т-волны // *Техника радиосвязи*, 2000. № 5. С. 106–114.
5. Zhao X. An efficient approach for the numerical inversion of Laplace transform and its application in dynamic fracture analysis of a piezoelectric laminate // *Int. J. of Solids and Structures*. 2004. Vol. 41. Pp. 3653–3674.
6. Bogachkov I. V. The Analysis of the Pulsing Signals Propagation with an Effective Spectrum Reaching a Microwave Range on Basis of Numerical Methods of the Inverse Laplace-transformation // *5th International Conference on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering – Proceedings*, Novosibirsk. 2000. Vol. 1. Pp. 250–252.
7. Игумнов Л. А., Литвинчук С. Ю., Белов А. А. Численное обращение преобразования Лапласа. Нижний Новгород: Нижегородский университет, 2010. 34 с.
8. Iserles A. On the numerical quadrature of highly-oscillating integrals II: irregular oscillators transforms // *IMA J. Numer. Anal.* 2005. Vol. 25. Pp. 25–44.
9. Iserles A., Norsett S. P. Efficient quadrature of highly-oscillatory integrals using derivatives // *Proc. Roy. Soc. A*. 2005. Vol. 461. Pp. 1383–1399.
10. Крылов В. И., Скобля Н. С. Методы приближенного преобразования Фурье и обращения преобразования Лапласа. М.: Наука, 1974. 224 с.
11. Крылов В. И., Скобля Н. С. Справочная книга по численному обращению преобразования Лапласа. Минск: Наука и техника, 1968. 295 с.
12. Kompis V. Selected topics in boundary integral formulations for solids and fluids. Berlin: Springer, 2002. 232 p.

УДК 004.056

DOI: 10.25206/2310-9793-2022-10-3-79-86

ОЦЕНКА СЕТЕВЫХ УГРОЗ БЕЗОПАСНОСТИ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ ПРОГРАММНЫХ И АППАРАТНЫХ СРЕДСТВ МЕДИЦИНСКИХ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ

ASSESSMENT OF NETWORK THREATS TO INFORMATION SECURITY FOR SOFTWARE AND HARDWARE OF MEDICAL INFORMATION SYSTEMS

В. А. Майстренко, О. А. Безродных

Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

V. A. Maystrenko, O. A. Bezrodnykh

Omsk State Technical University, Russia, Omsk, Russia

Аннотация. В данной статье рассмотрены вопросы оценки сетевых угроз информационной безопасности для программных и аппаратных компонент медицинских информационных систем (МИС). Для угроз произведен анализ статистических данных и аналитических материалов из различных источников по сетевым угрозам безопасности информации (УБИ). Исследование статистических данных и аналитических материалов позволяет классифицировать интересующие нас УБИ их по частоте случаев их возникновения. Исходя из полученных данных, используя методы нечеткой логики, производится оценка степени угрозы и актуальности сетевых УБИ для программных и аппаратных средств МИС.

Ключевые слова: угрозы безопасности информации, защита информации, нечеткая логика.

Abstract. This article discusses the issues of assessing network threats to information security for software and hardware components of medical information systems (MIS). For threats, an analysis of statistical data and analytical materials from various sources on network threats to information security (IST) was carried out. The study of statistical data and analytical materials allows us to classify the IST of interest to us according to the frequency of their occurrence. Based on the data obtained, using fuzzy logic methods, an assessment is made of the degree of threat and relevance of network IST for software and hardware of MIS.

Keywords: information security threats, information protection, fuzzy logic.

I. ВВЕДЕНИЕ

Такой тип информационных систем как МИС сегодня стремительно развивается. Все выше становится потребность в них медицинских учреждений. Она обусловлена все возрастающими объемами информации. Это связано как с появлением все более новых и совершенных методов диагностики, так и с необходимостью автоматизации бизнес-процессов в рамках медицинских учреждений.

Необходимость в МИС для автоматизации внутренних процессов, документооборота, хранения и обработки информации испытывают территориальные и федеральные фонды обязательного медицинского страхования, органы управления здравоохранением, а также аптечные учреждения, научно-исследовательские и научно-практические центры и другие организации. В медицинских учреждениях обрабатывается и накапливается информация о состоянии здоровья граждан и МИС, в первую очередь, используется ведения и хранения электронной истории болезни каждого пациента. [1].

Персональные данные (ПД) обрабатываемые МИС являются специальной категорией персональных данных, и их оператор обязан принимать меры по их защите от неправомерных действий согласно Федеральному закону от 27.07.2006 № 152-ФЗ «О персональных данных». [2].

Сетевые атаки различного типа на аппаратные и программные составляющие МИС могут производиться злоумышленниками в первую очередь для хищения, уничтожения данных, а также для нарушения их доступности. Злоумышленное воздействие на различные программные и аппаратные составляющие МИС приводит к

ущербу различного масштаба. Для защиты МИС от сетевых УБИ в первую очередь необходимо произвести оценку их возможного воздействия и ущерба для МИС.

МИС могут быть объектовыми, находящимися в пределах одного медицинского учреждения или распределёнными. Наиболее типовым вариантом современной МИС является МИС медицинского учреждения с доступом к сети Интернет и подключением к другим телекоммуникационным сетям (ТКС), таким как система межведомственного электронного взаимодействия (СМЭВ) и межведомственного электронного документооборота (МЭДО), т.е. имеющая объектовый масштаб и подключенная к внешним телекоммуникационным сетям.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для проектирования и построения системы защиты МИС от сетевых УБИ необходимо определить, является ли УБИ актуальной для МИС.

Основными целями сетевых атак являются следующие программные и аппаратные средства составляющие МИС:

- межсетевой экран (МЭ), нааходящийся на границе МИС и других ТКС;
- коммутаторы МИС;
- сервера и инфраструктуры и программное обеспечение (ПО) на них;
- сервера баз данных (БД) и ПО на них;
- автоматизированные рабочие места пользователей (АРМ).

Актуальность сетевых УБИ, имеющих возможность воздействия на данные компоненты сети будем определять применяя практические возможности использования теории нечётких множеств (ТНМ) и нечёткой логики при определении актуальных УБИ

III. ТЕОРИЯ И РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРЕМЕНТА

Перечень возможных УБИ предоставлен ФСТЭК России. [3] Выделим из них сетевые УБИ и цели их атак (табл. 1).

ТАБЛИЦА 1.
СЕТЕВЫЕ УБИ

№ УБИ	Наименование УБИ	МЭ	Коммута-тор	Сервер инфрастр уктуры	Сервер БД	АРМ
6	Угроза внедрения кода или данных	X	X	X	X	X
16	Угроза доступа к локальным файлам сервера при помощи URL					X
19	Угроза заражения DNS-кеша	X		X		
17	Угроза доступа/перехвата/изменения HTTP cookies			X	X	X
41	Угроза межсайтового скриптинга					X
42	Угроза межсайтовой подделки запроса					X
62	Угроза некорректного использования прозрачного прокси-сервера за счёт плагинов браузера					X
92	Угроза несанкционированного удалённого внеполосного доступа к аппаратным средствам	X	X			
98	Угроза обнаружения открытых портов и идентификации привязанных к ним сетевых служб	X		X	X	
99	Угроза обнаружения хостов		X	X	X	X
103	Угроза определения типов объектов защиты	X				
104	Угроза определения топологии вычислительной сети	X	X	X	X	X
111	Угроза передачи данных по скрытым каналам				X	X

116	Угроза перехвата данных, передаваемых по вычислительной сети	X	X			
127	Угроза подмены действия пользователя путём обмана					X
128	Угроза подмены доверенного пользователя	X	X	X	X	X
130	Угроза подмены содержимого сетевых ресурсов				X	
131	Угроза подмены субъекта сетевого доступа					X
132	Угроза получения предварительной информации об объекте защиты			X	X	
140	Угроза приведения системы в состояние «отказ в обслуживании»	X	X	X	X	
145	Угроза пропуска проверки целостности программного обеспечения					X
153	Угроза усиления воздействия на вычислительные ресурсы пользователей при помощи сторонних серверов	X				
159	Угроза «форсированного веб-браузинга»				X	
168	Угроза «кражи» учётной записи доступа к сетевым сервисам					X
172	Угроза распространения «почтовых червей»					X
173	Угроза «спама» веб-сервера				X	
174	Угроза «фарминга»					X
175	Угроза «фишинга»					X
176	Угроза нарушения технологического/производственного процесса из-за временных задержек, вносимых средством защиты	X				X
181	Угроза перехвата одноразовых паролей в режиме реального времени					X
186	Угроза внедрения вредоносного кода через рекламу, сервисы и контент					X
188	Угроза подмены программного обеспечения					X
193	Угроза утечки информации за счет применения вредоносным программным обеспечением алгоритмов шифрования трафика				X	
195	Угроза удаленного запуска вредоносного кода в обход механизмов защиты операционной системы			X	X	X
197	Угроза хищения аутентификационной информации из временных файлов cookie					X
198	Угроза скрытной регистрации вредоносной программой учетных записей администраторов					X

201	Угроза утечки пользовательских данных при использовании функций автоматического заполнения аутентификационной информации в браузере					X
204	Угроза несанкционированного изменения вредоносной программой значений параметров программируемых логических контроллеров	X	X			
215	Угроза несанкционированного доступа к системе при помощи сторонних сервисов			X	X	
213	Угроза обхода многофакторной аутентификации					X
217	Угроза использования скомпрометированного доверенного источника обновлений программного обеспечения			X	X	

Наиболее опасными являются атаки на сервера инфраструктуры и БД, так как они могут нарушить функционирование МИС в целом или же привести к утечке информации всей МИС. Среднюю опасность представляют атаки на АРМ приводящие к повреждению информации на нем, нарушению функционирования АРМ, а так же утечке части данных МИС. Так же средней степенью опасности обладает удачная сетевая атака на МЭ, которая приводит к прекращению доступа в Интернет, а так же отсутствию подключения к МЭДО и СМЭВ и может предшествовать атаке на сервера и АРМ что приведет к утечке информации, доступности МИС. Атака на коммутаторы МИС вызывает нарушение сетевого взаимодействия между серверами и АРМ, что негативно сказывается на доступности информации в МИС, она наименее опасна, по сравнению с вышеперечисленными.

Актуальность угрозы безопасность складывается из двух параметров:

частота возникновения угрозы;

урон от реализации.

Урон от реализации угрозы формируется из уровня значимости (уровня конфиденциальности) информации и объема информации. [4-5]

Анализируя статистические данные по сетевым УБИ собираемые подразделениями по обеспечению информационной безопасности и сетевых технологий, а так же в аналитических источниках получаем данные о частоте возникновения различных угроз безопасности информации для МИС получаем данные о частоте возникновения различных угроз безопасности информации для МИС (табл. 2). [6-10] Угрозы информации, не нашедшие отражения в статистических данных, можно считать маловероятными.

ТАБЛИЦА 2
СЕТЕВЫЕ УБИ ДЛЯ ОБЪЕКТОВЫХ МИС

УБИ	Наименование УБИ	Частота угрозы в %	Частота угрозы средняя в %
6	Угроза внедрения кода или данных	52-92	69
69	Угроза неправомерных действий в каналах связи	47-57	52
98	Угроза обнаружения открытых портов и идентификации привязанных к ним сетевых служб	46-57	52
111	Угроза передачи данных по скрытым каналам	23-53	41
113	Угроза перезагрузки аппаратных и программно-аппаратных средств вычислительной техники	10-60	34
116	Угроза перехвата данных, передаваемых по вычислительной сети	38-75	54
140	Угроза приведения системы в состояние «отказ в обслуживании»	40-83	52

145	Угроза пропуска проверки целостности программного обеспечения	15-42	29
157	Угроза физического выведения из строя средств хранения, обработки и (или) ввода/вывода/передачи информации	5-20	12
172	Угроза распространения «почтовых червей»	46-87	70
176	Угроза нарушения технологического/производственного процесса из-за временных задержек, вносимых средством защиты	0-10	5
193	Угроза утечки информации за счет применения вредоносным программным обеспечением алгоритмов шифрования трафика	31-75	57
198	Угроза скрытной регистрации вредоносной программой учетных записей администраторов	0-20	15
217	Угроза использования скомпрометированного доверенного источника обновлений программного обеспечения	0	0

Частоте возникновения УБИ можно дать лингвистические характеристики и так же преобразовать в вероятность возникновения события (табл. 3). [4-5]

ТАБЛИЦА 3
ВЕРБАЛЬНЫЕ И ВЕРОЯТНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЧАСТОТЫ УБИ

Частота угрозы средняя в %	Вербальное определение вероятности угрозы	Численное значение частоты возникновения угрозы $Y_{\text{час}}$
~ 0	маловероятная	0
0-30	низкая вероятность	0.15
20-60	средняя вероятность	0.4
50-100	высокая вероятность	0.8

Таким же образом можно представить и урон от реализации сетевых угроз УБИ в зависимости от типа информационной системы (табл. 4). [4-5]

ТАБЛИЦА 4
ЗНАЧЕНИЯ УЩЕРБА ОТ РЕАЛИЗАЦИИ УГРОЗЫ БЕЗОПАСНОСТИ ИНФОРМАЦИИ

Вербальное определение урона от реализации угрозы	Численное значение уровня урона от реализации угрозы $Y_{\text{ущерб}}$
Незначительный	0
Низкий	0.25
Средний	0.5
Высокий	0.75
Очень высокий	1

Так МИС содержат специальные персональные данные, то по уровню возможного урона при реализации угрозы, исходя из нормативных документов, их можно разделить на два типа:

1-й тип – система, обрабатывающая специальные категории персональных данных более чем 100000 субъектов персональных данных, не являющихся сотрудниками оператора;

2-й тип – МИС, обрабатывающие специальные категории персональных данных сотрудников оператора или специальные категории персональных данных менее чем 100000 субъектов персональных данных, не являющихся сотрудниками оператора. [11]

Реализация угроз относительно первого типа МИС представляет собой высокую опасность, а в отношении второго типа – среднюю.

В более ранних исследованиях [4-5] при определении уровня урона при реализации угрозы не принимался во внимание объект, на который угроза может воздействовать. Например такая УБИ как «Угроза приведения системы в состояние «отказ в обслуживании» может иметь целью большинство объектов сетевой инфраструктуры и реализация данной УБИ на них будет иметь различную степень урона. На сервера инфраструктуры и БД – высокую, на МЭ и АРМ – среднюю, на коммутаторы – низкую.

Актуальность УБИ определяется исходя из численного показателя ее опасности ($Y_{УБИ}$), который получается в результате суммирования численного значения частоты возникновения угрозы ($Y_{час}$) с численным значением уровня урона от реализации угрозы ($Y_{урон}$):

$$Y_{УБИ} = Y_{час} + Y_{урон}. \tag{1}$$

В свою очередь, если принимать во внимание объект атаки, то:

$$Y_{урон} = Y_{ущерб} * Y_{цель}. \tag{2}$$

где $Y_{ущерб}$ – численное значение ущерба от реализации УБИ (табл. 4) [4-5], $Y_{цель}$ – коэффициент степени урона от реализации УБИ на конкретную цель.

В нашем случае $Y_{цель}$ формируется исходя из вербальных оценок.

Универсальным множеством является шкала, которая разбивается на подобласти: 0 – 0.30; 0.40 – 0.60; 0.70 – 1 с вербальными высказываниями: «низкая степень», «средняя степень», «высокая степень» соответственно. (табл. 5)

$$P_{CB}(\tilde{x}) = \frac{\sum_{i=1}^n \mu(x_i) p(x_i)}{\sum_{i=1}^n \mu(x_i)}, \quad \forall x \in U, \tag{3}$$

$$P_{CB}(\tilde{x} - \text{низкая степень}) = \frac{1 \cdot 0.1 + 1 \cdot 0.2 + 1 \cdot 0.3}{3} = 0.2.$$

$$P_{CB}(\tilde{x} - \text{средняя степень}) = \frac{1 \cdot 0.4 + 1 \cdot 0.5 + 1 \cdot 0.6}{3} = 0.5.$$

$$P_{CB}(\tilde{x} - \text{высокая степень}) = \frac{1 \cdot 0.7 + 1 \cdot 0.8 + 1 \cdot 0.9 + 1 \cdot 1}{4} = 0.85.$$

ТАБЛИЦА 5
СТЕПЕНЬ УРОНА ОТ РЕАЛИЗАЦИИ УБИ ДЛЯ ОБЪЕКТОВ СЕТИ

Вербальное определение степени урона	Численное значение степени урона $Y_{цель}$
низкая степень	0.2
средняя степень	0.5
высокая степень	0.85

Результат представлен в матрице $Y_{УБИ}$ (табл. 6). Получаем среднее арифметическое из элементов массива.

$$Y_{средн} = 0.60.$$

Актуальными сетевыми УБИ будет те, у которых $Y_{УБИ} \geq Y_{средн} \geq 0.60$. [4]

На примере УБИ 140 «Угроза приведения системы в состояние «отказ в обслуживании» для МИС обрабатывающей специальные категории персональных данных более чем 100000 субъектов персональных данных, не являющихся сотрудниками оператора определение ее актуальности выглядит следующим образом:

- частота возникновения данной угрозы согласно статистике – 52%;

- вербальное значение частоты возникновения угрозы согласно Таблицы 2 определяется как «Средняя вероятность», численное значение вероятности возникновения угрозы – $Y_{возн} = 0.4$;

- реализация данной угрозы относительно первого типа МИС может нанести урон, имеющий вербальное определение «Высокий» и численное значение уровня урона от реализации угрозы ($Y_{цель}$) согласно Таблицы 3 составляет – 0.75.

ТАБЛИЦА 6
ЗНАЧЕНИЯ ЧИСЛЕННЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ОПАСНОСТИ УГРОЗЫ БЕЗОПАСНОСТИ ИНФОРМАЦИИ

	$Y_{ущерб} * Y_{цель}$	Частота возникновения угрозы $Y_{час}$				$Y_{цель}$	$Y_{ущерб}$
		0	0.15	0.4	0.8		
Урон от реализации УБИ $Y_{урон}$ ($Y_{ущерб} * Y_{цель}$)	0	0.00	0.15	0.40	0.80	0	0.2
	0	0.00	0.15	0.40	0.80	0	0.5
	0	0.00	0.15	0.40	0.80	0	0.85
	0.05	0.05	0.20	0.45	0.85	0.25	0.2
	0.13	0.13	0.28	0.53	0.93	0.25	0.5
	0.21	0.21	0.36	0.61	1.01	0.25	0.85
	0.10	0.10	0.25	0.50	0.90	0.5	0.2
	0.25	0.25	0.40	0.65	1.05	0.5	0.5
	0.43	0.43	0.58	0.83	1.23	0.5	0.85
	0.15	0.15	0.30	0.55	0.95	0.75	0.2
	0.38	0.38	0.53	0.78	1.18	0.75	0.5
	0.64	0.64	0.79	1.04	1.44	0.75	0.85
	0.20	0.20	0.35	0.60	1.00	1	0.2
	0.50	0.50	0.65	0.90	1.30	1	0.5
0.85	0.85	1.00	1.25	1.65	1	0.85	

Данная УБИ может иметь своей целью сервера инфраструктуры, БД, МЭ и коммутаторы, производим расчет с учетом целенаправленности УБИ.

Рассчитываем $Y_{урон}$:

- $Y_{урон} = Y_{ущерб} * Y_{цель} = 0.75 * 0.85 = 0.64$ для УБИ направленной на сервера инфраструктуры;

- $Y_{урон} = Y_{ущерб} * Y_{цель} = 0.75 * 0.5 = 0.38$ для УБИ направленной на МЭ;

- $Y_{урон} = Y_{ущерб} * Y_{цель} = 0.75 * 0.2 = 0.15$ для УБИ направленной на коммутатор.

Рассчитываем $Y_{УБИ}$:

- $Y_{УБИ} = Y_{час} + Y_{урон} = 0.4 + 0.64 = 1.04$ для УБИ направленной на сервера инфраструктуры;

- $Y_{УБИ} = Y_{час} + Y_{урон} = 0.4 + 0.38 = 0.78$ для УБИ направленной на МЭ;

- $Y_{УБИ} = Y_{час} + Y_{урон} = 0.4 + 0.15 = 0.55$ для УБИ направленной на коммутатор.

Сравнивая $Y_{средн}$ и полученные $Y_{УБИ}$ $0.6 < 1.04$, $0.6 < 0.78$, $0.6 > 0.55$ приходим к выводу, что угроза безопасности для МИС является актуальной при ее направленности на сервера инфраструктуры и БД, МЭ. Коммутатор же является неактуальной целью для сетевой атаки данной УБИ.

I. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам проведенных исследований можно сделать вывод, что применение предлагаемой методики эффективно при определении актуальных сетевых УБИ для МИС. Методика, используя имеющуюся статистическую информацию из аналитических источников и применяя методы нечетких вычислений, дает возможность отойти от субъективной оценки угроз УБИ, что является недостатком при использовании экспертного метода. Методика применима при отсутствии или недостаточной квалификации имеющихся экспертов для проведения экспертной оценки и реализации экспертного метода определения актуальности УБИ.

С помощью методики формируется перечень актуальных для МИС сетевых УБИ имеющей объектовый масштаб, подключенной к внешним телекоммуникационным сетям и проектировать системы защиты информации с использованием полученных результатов исследований.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кобринский Б. А. Перспективы и пути интеграции информационных медицинских систем // Врач и информационные технологии, 2009. № 4. С. 4–11.
2. Российская Федерация. Законы. О персональных данных: федеральный закон от 27.07.2006 № 152-ФЗ. Доступ из справ.-правовой системы «Консультант Плюс».
3. Банк данных угроз безопасности информации [Электронный ресурс]. URL: <https://bdu.fstec.ru/threat>.
4. Майстренко В. А., Безродных О. А., Дорохин Р. А. Методика определения актуальных угроз безопасности информации в медицинской информационной системе // Омский научный вестник. 2021. № 5 (179). С. 74–79. DOI 10.25206/1813-8225-2021-179-74-79.
5. Майстренко В. А., Безродных О. А. Сетевые угрозы безопасности информации для медицинских систем // Вестник связи. 2022. № 8. С. 1–5.
6. Актуальные киберугрозы: итоги 2019 года Positive Technologies. URL: <https://www.ptsecurity.com/ru-research/analytics/cybersecurity-threatscape-2019/> (дата обращения: 21.10.2021).
7. Актуальные киберугрозы: итоги 2020 года Positive Technologies. URL: <https://www.ptsecurity.com/ru-research/analytics/cybersecurity-threatscape-2020/> (дата обращения: 21.10.2021).
8. Инциденты внутренней безопасности в российских компаниях в первом полугодии 2020 года. Searchinform. Information security. URL: <https://searchinform.ru/survey/first-half-2020/> (дата обращения: 21.10.2021).
9. Защита информации на рабочих станциях и серверах. Код безопасности. URL: <https://www.securitycode.ru/documents/analytics/zaschita-informacii-rabochih-stanciy> (дата обращения: 21.10.2021).
10. Актуальные киберугрозы: итоги 2021 года Positive Technologies. URL: <https://www.ptsecurity.com/ru-research/analytics/cybersecurity-threatscape-2021/> (дата обращения: 21.10.2021).
11. Постановление Правительства РФ от 1 ноября 2012 г. N 1119 «Об утверждении требований к защите персональных данных при их обработке в информационных системах персональных данных». Доступ из справ.-правовой системы «Консультант Плюс».

УДК 621.3.019.3

DOI: 10.25206/2310-9793-2022-10-3-87-92

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СРЕДНЕЙ НАРАБОТКИ ДО ОТКАЗА ИНФОКОММУНИКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ С ЦИКЛИЧНО ИЗМЕНЯЮЩЕЙСЯ ИНТЕНСИВНОСТЬЮ ОТКАЗОВ

CALCULATION OF MEAN TIME TO FAILURE OF INFOCOMMUNICATION SYSTEM WITH FAILURE RATE IS CYCLE CHANGED

А. А. Мотовилов¹, С. С. Лутченко²

¹АО «ОНИИП», г. Омск, Россия

²Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

A. A. Motovilov¹, S. S. Lutchenko²

¹Omsk Scientific-Research Institute of Instrument Engineering, Omsk, Russia

²Omsk State Technical University, Omsk, Russia

Аннотация. В статье рассматривается способ определения средней наработки до отказа инфокоммуникационной системы, состоящей из логически последовательно соединенных невосстанавливаемых элементов с постоянными интенсивностями отказов при эксплуатации и хранении, режимы эксплуатации и хранения которых циклически чередуются. Выведены формулы для вычисления средней наработки до отказа точно и приближенно и проведены вычисления по этим формулам на примере. Сделаны выводы о применимости выведенных формул в инженерной практике.

Ключевые слова: надежность, безотказность, переменная интенсивность отказов, средняя наработка до отказа, циклическое изменение интенсивности отказов.

Abstract. In the article we describe a way of computation of mean time to failure of a system that consist of unrecoverable elements with constant failure rates (elements' modes of use and storage alternate in a cycle way). We got exact and approximate formulas of mean time to failure and gave an example of computations with these formulas. We also wrote some summary about formulas usage in engineering practice.

Keywords: dependability, reliability, alternate failure rate, mean time to failure.

I. ВВЕДЕНИЕ

В подавляющем большинстве случаев инженерной практики для определения средней наработки до отказа системы принимается, что распределения наработок ее элементов до отказа являются экспоненциальными [1]. В этом случае (если система состоит из логически последовательно соединенных невосстанавливаемых элементов) средняя наработка системы до отказа является величиной, обратной сумме интенсивностей отказов элементов системы [2].

Однако, если интенсивность отказов элементов системы является переменной величиной, то простая взаимная зависимость интенсивности отказов и средней наработки до отказа для такой системы уже не является справедливой и каждый случай с неэкспоненциальным распределением наработки до отказа требует отдельного рассмотрения.

Так, если некоторые элементы системы не работают непрерывно (например, передающий модуль некоторого приемно-передающего устройства работает 4 часа в сутки, остальное время оставаясь выключенным), то несмотря на то, что во время работы интенсивность отказов является постоянной величиной, зависимость интенсивности отказов от времени в целом постоянной не будет. Следовательно, среднюю наработку до отказа системы определить через упомянутую взаимную зависимость невозможно.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пусть система состоит из M логически последовательно соединенных невосстанавливаемых элементов, потоки отказов которых при эксплуатации и при хранении являются простейшими [2] с интенсивностями отказов λ_i^z и λ_i^{xp} ($i = \overline{1, M}$) соответственно.

Пусть из M элементов N (такое, что $0 < N < M$) работают в циклическом режиме: какую-то часть $\alpha_i T_u$ времени T_u ($\alpha_i \in [0, 1]$, $i = \overline{1, M}$) i -й элемент работает, оставшуюся часть $(1 - \alpha_i) T_u$ находится в выключенном состоянии, после чего данный цикл повторяется (для элементов, которые работают непрерывно, $\alpha_i = 1$). Это эквивалентно тому, что вместо i -го элемента непрерывно работает элемент с интенсивностью отказов, подчиняющийся закону

$$\tilde{\lambda}_i(t) = \begin{cases} \lambda_i^z, & t \in [T_u n, T_u (n + \alpha_i)) \\ \lambda_i^{xp}, & t \in [T_u (n + \alpha_i), T_u (n + 1)) \end{cases}, \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (1)$$

III. ТЕОРИЯ

Пронумеруем элементы таким образом, чтобы $\alpha_1 \leq \alpha_2 \leq \dots \leq \alpha_M$. Примем также, что $\alpha_0 = 0$, $\lambda_0^z = 0$, $\lambda_0^{xp} = 0$.

Обозначим зависимость интенсивности отказов системы от времени $\Lambda(t)$.

Тогда средняя наработка до отказа системы будет равна [2]

$$T_{cp} = \int_0^{\infty} P(t) dt, \quad (2)$$

где $P(t)$ – вероятность безотказной работы системы за время t , равная [1]

$$P(t) = \exp \left[- \int_0^t \Lambda(\tau) d\tau \right]. \quad (3)$$

Таким образом, если определена зависимость $\Lambda(t)$, определена и средняя наработка до отказа. Докажем, что для исследуемой системы $\Lambda(t) = \sum_{i=1}^M \tilde{\lambda}_i(t)$.

Для исследуемой системы

$$P(t) = \prod_{i=1}^M P_i(t), \quad (4)$$

где $P_i(t)$ – вероятность безотказной работы i -го элемента системы за время t , равная, исходя из (1) и по аналогии с (3)

$$P_i(t) = \exp \left[- \int_0^t \tilde{\lambda}_i(\tau) d\tau \right].$$

Отсюда, формулу (4) можно записать следующим образом:

$$P(t) = \prod_{i=1}^M \exp \left[- \int_0^t \tilde{\lambda}_i(\tau) d\tau \right] = \exp \left[- \sum_{i=1}^M \int_0^t \tilde{\lambda}_i(\tau) d\tau \right] = \exp \left[- \int_0^t \left(\sum_{i=1}^M \tilde{\lambda}_i(\tau) \right) d\tau \right]. \quad (5)$$

Из (3) и (5) получаем

$$\exp\left[-\int_0^t \Lambda(\tau) d\tau\right] = \exp\left[-\int_0^t \left(\sum_{i=1}^M \tilde{\lambda}_i(\tau)\right) d\tau\right]. \quad (6)$$

Логарифмируя обе части (6), получаем

$$\int_0^t \Lambda(\tau) d\tau = \int_0^t \left(\sum_{i=1}^M \tilde{\lambda}_i(\tau)\right) d\tau. \quad (7)$$

Поскольку формула (7) верна для любого $t \in [0, \infty)$, то

$$\Lambda(t) = \sum_{i=1}^M \tilde{\lambda}_i(t) \quad \forall t \in [0, \infty). \quad (8)$$

Исходя из (1) и доказанного (8), получаем (см. также поясняющий рис. 1)

$$\Lambda(t) = \sum_{k=0}^i \lambda_k^{xp} + \sum_{k=i+1}^M \lambda_k^3 = \Lambda_i \quad \forall t \in [T_y(n + \alpha_i), T_y(n + \alpha_{i+1})], \quad i = \overline{1, N}, \quad n = 0, 1, 2, \dots$$

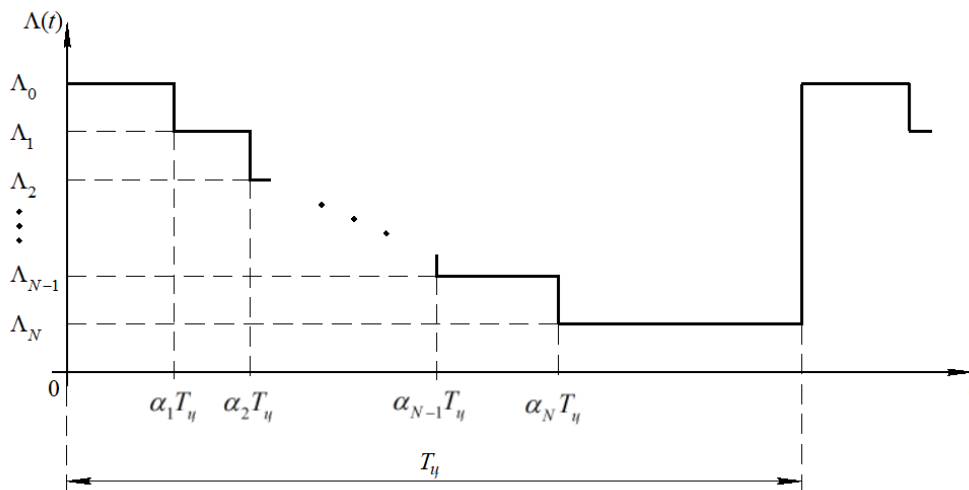


Рис. 1. График зависимости интенсивности отказов исследуемой системы от времени

Для определения зависимости $P(t)$ необходимо рассчитать интеграл $\int_0^t \Lambda(\tau) d\tau$ (см. формулу (3)):

$$\int_0^t \Lambda(\tau) d\tau = \int_0^{nT_y} \Lambda(\tau) d\tau + \int_{nT_y}^t \Lambda(\tau) d\tau \quad \forall t \in [nT_y, (n+1)T_y), \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (9)$$

Интерпретируя интеграл, как площадь под графиком (см. рис. 1), получим

$$\int_0^{nT_y} \Lambda(\tau) d\tau = n \int_0^{T_y} \Lambda(\tau) d\tau = nT_y \sum_{i=1}^M [\alpha_i \lambda_i^3 + (1 - \alpha_i) \lambda_i^{xp}] = n\tilde{\Lambda}T_y, \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (10)$$

где $\tilde{\Lambda} = \sum_{i=1}^M [\alpha_i \lambda_i^3 + (1 - \alpha_i) \lambda_i^{xp}]$, и

$$\int_{nT_y}^t \Lambda(\tau) d\tau = \sum_{k=0}^N \Lambda_k T_y (\alpha_{i+1} - \alpha_i) - \sum_{k=i}^N \Lambda_k T_y (\alpha_{i+1} - \alpha_i) + [t - T_y (n + \alpha_i)] \Lambda_i =$$

$$= \tilde{\Lambda} T_y - T_y \sum_{k=i}^N \Lambda_k (\alpha_{i+1} - \alpha_i) + [t - T_y (n + \alpha_i)] \Lambda_i \quad \forall t \in [T_y (n + \alpha_i), T_y (n + \alpha_{i+1})], i = \overline{1, N}, n = 0, 1, 2, \dots \quad (11)$$

Обозначив $L_i = \sum_{k=i}^N \Lambda_k (\alpha_{k+1} - \alpha_k)$, из формул (9) – (11) получим

$$\int_0^t \Lambda(\tau) d\tau = n \tilde{\Lambda} T_y + T_y (\tilde{\Lambda} - L_i) + [t - T_y (n + \alpha_i)] \Lambda_i \quad \forall t \in [T_y (n + \alpha_i), T_y (n + \alpha_{i+1})], i = \overline{1, N}, n = 0, 1, 2, \dots \quad (12)$$

Подставив результат (12) в (3), получим

$$P(t) = \exp[-n \tilde{\Lambda} T_y] \cdot \exp[-T_y (\tilde{\Lambda} - L_i)] \cdot \exp[-[t - T_y (n + \alpha_i)] \Lambda_i]$$

$$\forall t \in [T_y (n + \alpha_i), T_y (n + \alpha_{i+1})], i = \overline{1, N}, n = 0, 1, 2, \dots \quad (13)$$

При подстановке в формулу (2) результата (13) естественно разбить промежуток $[0, \infty)$ на промежутки вида $[T_y (n + \alpha_i), T_y (n + \alpha_{i+1})], i = \overline{1, N}, n = 0, 1, 2, \dots$:

$$T_{cp} = \int_0^{\infty} P(t) dt = \sum_{n=0}^{\infty} \left(\sum_{i=0}^N \left[\int_{T_y (n + \alpha_i)}^{T_y (n + \alpha_{i+1})} P(t) dt \right] \right) = \sum_{i=0}^N \left(\sum_{n=0}^{\infty} \left[\int_{T_y (n + \alpha_i)}^{T_y (n + \alpha_{i+1})} P(t) dt \right] \right). \quad (14)$$

Для промежутка $[T_y (n + \alpha_i), T_y (n + \alpha_{i+1})]$, исходя из (13) интеграл

$$\int_{T_y (n + \alpha_i)}^{T_y (n + \alpha_{i+1})} P(t) dt = \exp[-n \tilde{\Lambda} T_y] \cdot \exp[-T_y (\tilde{\Lambda} - L_i)] \cdot \frac{1}{\Lambda_i} \cdot (1 - \exp[-T_y (\alpha_{i+1} - \alpha_i)] \Lambda_i).$$

Тогда

$$\sum_{n=0}^{\infty} \left[\int_{T_y (n + \alpha_i)}^{T_y (n + \alpha_{i+1})} P(t) dt \right] = \frac{1}{\Lambda_i} \cdot \exp[-T_y (\tilde{\Lambda} - L_i)] \cdot (1 - \exp[-T_y (\alpha_{i+1} - \alpha_i)] \Lambda_i) \cdot \sum_{n=0}^{\infty} \exp[-n \tilde{\Lambda} T_y]. \quad (15)$$

Согласно [2]

$$\sum_{k=0}^{\infty} a^{kx} = \frac{1}{1 - a^x} \quad (a > 1, x < 0). \quad (16)$$

Таким образом, из (14), (15), (16) получаем формулу для определения средней наработки до отказа исследуемой системы:

$$T_{cp} = \frac{1}{1 - e^{-\tilde{\Lambda} T_y}} \cdot \sum_{i=0}^N \left[\frac{1}{\Lambda_i} \cdot e^{-T_y (\tilde{\Lambda} - L_i)} \cdot (1 - e^{-T_y (\alpha_{i+1} - \alpha_i) \Lambda_i}) \right]. \quad (17)$$

Докажем, что при $T_y \rightarrow 0$ справедливо, что $T_{cp} \rightarrow \frac{1}{\tilde{\Lambda}}$.

Так как при $x \rightarrow 0$ $e^x \sim 1 + x$, то

$$\begin{aligned} \lim_{T_u \rightarrow 0} T_{cp} &= \lim_{T_u \rightarrow 0} \left\{ \frac{1}{\tilde{\Lambda} T_u} \cdot \sum_{i=0}^N \left[\frac{1}{\Lambda_i} \cdot (1 - T_u (\tilde{\Lambda} - L_i)) \cdot T_u (\alpha_{i+1} - \alpha_i) \Lambda_i \right] \right\} = \\ &= \frac{1}{\tilde{\Lambda}} \left(\sum_{i=0}^N (\alpha_{i+1} - \alpha_i) - \sum_{i=0}^N \left[\lim_{T_u \rightarrow 0} T_u (\tilde{\Lambda} - L_i) (\alpha_{i+1} - \alpha_i) \right] \right) = \frac{1}{\tilde{\Lambda}}. \end{aligned}$$

Таким образом, при достаточно малых T_u можно полагать, что

$$T_{cp} \approx \frac{1}{\tilde{\Lambda}} \quad (18)$$

и в практических расчетах пользоваться формулой (18), которая будет давать неприемлемую погрешность при больших T_u и, в таком случае, требовать применения формулы (17).

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Пусть система состоит из трех элементов с интенсивностями отказов элементов при эксплуатации $\lambda_1^3 = 100 \cdot 10^{-6}$ 1/ч, $\lambda_2^3 = 50 \cdot 10^{-6}$ 1/ч и $\lambda_3^3 = 15 \cdot 10^{-6}$ 1/ч (интенсивности отказов элементов при хранении прием равными нулю, как пренебрежимо малые по сравнению с интенсивностями отказов при эксплуатации) с долями времени работы за время $T_u = 24$ ч $\alpha_1 = 0.125$, $\alpha_2 = 0.5$ и $\alpha_3 = 1$. Тогда, рассчитав по формуле (17), получим

$$T_{cp} = 19042.3 \text{ ч.}$$

Так как величина $T_u = 24$ ч мала по сравнению с $T_{cp} = 19042.3$ ч, то применяя формулу (18), получим следующий результат:

$$T_{cp} \approx 19047.6 \text{ ч.}$$

V. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Значения средней наработки до отказа системы, рассчитанные по формулам (17), (18), ввиду малости T_u получились очень близкими. Погрешность расчета по формуле (18) в данном примере составила (если считать истинным результат, рассчитанный по (17))

$$\delta = \frac{|19047.6 - 19042.3|}{19042.3} \cdot 100\% = 0.0281\%.$$

VI. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение полученных формул при T_u , малых по сравнению с $T_{cp} \approx \frac{1}{\tilde{\Lambda}}$ дает практически одинаковые результаты, что позволяет выдвинуть предположение (нуждающееся в теоретической и (или) эмпирической проверке), что в инженерной практике, когда погрешность расчетов порядка 5% является удовлетворительной, при выполнении условия на малость T_u можно пользоваться формулой (18), используя точную формулу (17),

когда T_u сопоставимо с $T_{cp} \approx \frac{1}{\tilde{\Lambda}}$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Смит Д. Дж. Безотказность, ремонтпригодность и риск. Практические методы для инженеров, включая вопросы оптимизации надежности и систем, связанных с безопасностью: пер. с англ. М.: ООО «Группа ИДТ», 2007. 432 с.
2. Козлов Б. А., Ушаков И. А. Справочник по расчету надежности аппаратуры радиоэлектроники и автоматики. М.: Советское радио, 1975. 472 с.

УДК 004.7.056.53

DOI: 10.25206/2310-9793-2022-10-3-92-98

**РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО СТЕНДА С ПРИМЕНЕНИЕМ
СОВРЕМЕННЫХ СРЕДСТВ ВИРТУАЛИЗАЦИИ
ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ КОМПЬЮТЕРНЫХ СЕТЕЙ СТАНДАРТА IEEE 802.11**

**DEVELOPMENT OF A SOFTWARE AND HARDWARE STAND USING MODERN
VIRTUALIZATION TOOLS TO STUDY COMPUTER NETWORKS
OF THE IEEE 802.11 STANDARD**

А. М. Шабалин¹, Е. А. Калиберда²

¹Тюменский государственный университет, г. Тюмень, Россия

²Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

A. M. Shabalin¹, E. A. Kaliberda²

¹Tyumen State University, Tyumen, Russia

²Omsk State Technical University, Omsk, Russia

Аннотация. В статье анализируется специфика организации работы программно-аппаратного стенда с беспроводными компьютерными сетями, необходимость в котором возникает при обучении будущих IT-специалистов системному администрированию беспроводных сетей или при моделировании корпоративной сети предприятия с целью применения и проверки современных технологий защиты сетевой инфраструктуры от угроз информационной безопасности, направленных на пользователей беспроводных компьютерных сетей. Особенностью данного стенда является использование передовых средств виртуализации при сохранении физической беспроводной среды, что позволяет эффективно готовить современных конкурентоспособных IT-специалистов и апробировать стойкость настроенных технологий к различным компьютерным атакам, направленным на беспроводной сегмент корпоративных компьютерных сетей.

Ключевые слова: подготовка IT-специалистов, программно-аппаратный стенд, WLAN, IEEE 802.11, CAPWAP, средства виртуализации, беспроводные контроллеры, Cisco

Abstract. The article analyzes the specifics of organizing the work of a software and hardware stand with wireless computer networks, the need for which arises when training future IT specialists in the system administration of wireless networks or when modeling an enterprise corporate network in order to apply and test modern technologies for protecting network infrastructure from information security threats, aimed at users of wireless computer networks. A feature of this stand is the use of advanced virtualization tools while maintaining the physical wireless environment, which allows you to effectively train modern competitive IT specialists and test the resistance of customized technologies to various computer attacks aimed at the wireless segment of corporate computer networks.

Keywords: training of IT specialists, software and hardware stand, WLAN, IEEE 802.11, CAPWAP, virtualization tools, wireless controllers, Cisco

I. ВВЕДЕНИЕ

На сегодняшний день беспроводные компьютерные сети (БКС) семейства Wi-Fi являются главным конкурентом кабельных компьютерных сетей (ККС) семейства Ethernet в сегментах Enterprise и SOHO. Стандарты IEEE 802.11 [1] развиваются, увеличивая территориальный охват и развивая пропускную способность, а современные ноутбуки всё чаще можно встретить уже без разъема для ККС. Ещё 20 лет назад производство сетевых устройств, поддерживающих технологии Wi-Fi, было дорогим, а количество беспроводных клиентов – небольшим. Но развитие беспроводных технологий привело к тому, что, по данным исследовательской фирмы «650 Group» [2], если в 2019 году продажа полупроводников стандартов IEEE 802.11 в мире превысила 4 миллиарда за год, то к 2026 году прогнозируется увеличение числа продаж до 25 миллиардов устройств (рис. 1).

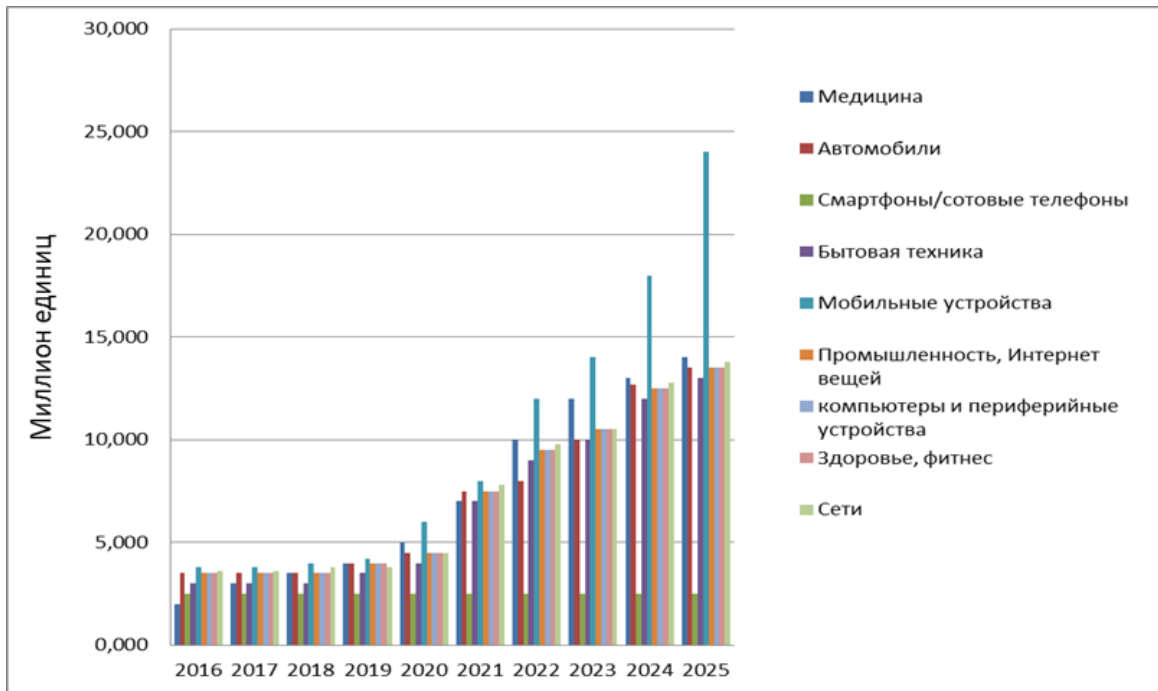


Рис. 1. Диаграмма продаж для полупроводников стандартов IEEE 802.11

При таком активном развитии беспроводных технологий особенно важным представляется включение теории и практики по их использованию в образовательный процесс учебных заведений при подготовке компетентных ИТ-специалистов. Причем важны не столько их пользовательские навыки (они у них, безусловно, имеются благодаря развитию современной мобильной связи), сколько умения проектировать, администрировать, обеспечивать безопасность БКС, которыми должны обладать будущие конкурентоспособные системные администраторы, сетевые инженеры и офицеры информационной безопасности.

Различные производители беспроводного сетевого оборудования предлагают программы для подготовки к промышленной сертификации базового, профессионального и экспертного уровней. Наиболее известными программами промышленной сертификации являются Certified Wireless Network Administrator (CWNA), Cisco Certified Network Associate (CCNA), Huawei Certified ICT Associate-WLAN (HCIA WLAN) и другие.

Нынешние выпускники профессиональных учебных заведений вышеназванных специальностей должны владеть знаниями и умениями как минимум базового уровня. Одной из главных проблем подготовки именно таких ИТ-специалистов является ее практическая составляющая, то есть развитие hard-skills [3]. Организация качественного обучения беспроводным технологиям осуществляется с помощью современных симуляторов компьютерных сетей [4, 5]. Однако имеющиеся средства не приводят к желаемым результатам, поскольку у них весьма ограниченный функционал. Программно-аппаратные, виртуальные, облачные стенды различных сетевых технологий и моделирование защиты критически важных объектов информационной инфраструктуры от целевых компьютерных атак активно применяются различными исследователями и преподавателями [6, 7, 8, 9].

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В современных корпоративных компьютерных сетях с увеличением доли использования БКС особенно остро встают вопросы администрирования и обеспечения информационной безопасности, решаемые только посредством централизованного управления, для осуществления которого различные производители предлагают специальное коммуникационное устройство, организующее управление из одного узла всей беспроводной инфраструктурой (точками доступа и клиентами) компании.

Данным устройством является контроллер беспроводной сети (КБС), который позволяет отслеживать состояние точек доступа, изменять их конфигурацию, управлять безопасностью, перезагружать и т.д.

Администрирование независимых точек доступа осталось в прошлом, поэтому современные IT-специалисты должны уметь осуществлять централизованное управление беспроводной инфраструктурой средствами КБС.

III. ТЕОРИЯ

В основе разработанного авторами статьи стенда заложено обязательное взаимодействие КБС и точек доступа, которое происходит по протоколу CAPWAP, созданному для решения следующих целей [10]:

- 1) централизация аутентификации и применения политик в беспроводной сети;
- 2) перенос обработки протокола высокого уровня с точки доступа для более эффективного применения вычислительных мощностей коммуникационного устройства;
- 3) обеспечение расширяемого протокола, не привязанного к определенной беспроводной технологии (за счет универсального механизма инкапсуляции и транспорта).

При использовании в стенде только аппаратной реализации КБС возникает ряд проблем. Во-первых, данное устройство достаточно дорого стоит; во-вторых, сложно им обеспечить индивидуально каждого обучаемого. Существующее программное обеспечение по виртуализации БКС также имеет ряд недостатков (см. Табл. 1).

ТАБЛИЦА 1
СРАВНЕНИЕ СУЩЕСТВУЮЩИХ СИСТЕМ ВИРТУАЛИЗАЦИИ КОМПЬЮТЕРНЫХ СЕТЕЙ

Название программного обеспечения	Тип программного обеспечения	Симуляции работы точки доступа	Поддержка разных вендоров	Системные требования	Функционал контроллера беспроводной сети
Cisco Packet Tracer	Симулятор	+	–	минимальные	минимальный
Huawei eNSP	Симулятор	+	–	средние	расширенный
GNS 3 / EVE-NG / PNETLAB / CML	Эмулятор	–	+	существенные	полный

Как правило, в процессе изучения принципов функционирования БКС и осуществления подготовки к промышленным сертификационным экзаменам обучаемые пользуются готовыми программными продуктами от компаний Cisco и Huawei. Эти системы являются симуляторами базового набора функций КБС с очень ограниченным набором команд.

Класс эмуляторов в Табл. 1 представлен достаточно разнообразно. Данные программные продукты многофункциональны, но отличаются по системным требованиям, стоимости лицензии, наличием или отсутствием возможностей для многопользовательской работы и т.д.

Для разработанного авторами статьи стенда было выбрано средство виртуализации EVE-NG Community Edition, которое бесплатно и свободно распространяется, имеет доступные, по сравнению с корпоративными аналогами, системные требования и поддерживает полнофункциональную работу для одного пользователя.

EVE-NG – это эмулируемая виртуальная среда, позволяющая создавать сетевые топологии различных размеров и включающая в себя три основные подсистемы эмуляции: Dynamips, QEMU, Cisco IOL. EVE-NG может запускаться на аппаратном уровне или в виртуальной среде и поддерживает следующие платформы [11]:

- VMware Player / Workstation 12.5 и более поздние версии;
- VMware ESXi 6.0 и более поздние версии;
- Ubuntu Server 16.04 LTS как платформу для установки в качестве хостовой системы.

Следовательно, стенд можно собрать, используя любую операционную систему и средства виртуализации VMware либо Ubuntu Server.

В качестве гипервизора был выбран программный продукт VMware Workstation / Player по причине его работы на обычном персональном компьютере, а также из-за широкого спектра настроек и возможности конфигурации сетевых адаптеров.

В качестве КБС мы остановили свой выбор на программной реализации Cisco vWLC (virtual Wireless LAN Controller), имеющей следующие преимущества:

- 1) тот же функционал, что и у аппаратной реализации;
- 2) бесплатный пробный период;
- 3) возможность для каждого студента установить себе контроллер.

Из Табл. 1 видно, что точки доступа, как правило, не эмулируются, поэтому в нашем стенде используются и аппаратные решения, то есть физические точки доступа. В качестве клиентов БКС в стенде выступают телефоны и ноутбуки обучаемых.

Таким образом, в созданном стенде программные и аппаратные решения объединяются современными средствами виртуализации.

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Лабораторный стенд состоит из следующего физического оборудования:

- 1) две точки доступа Cisco AIR-AP1852I-R-K9: одна точка доступа работает в инфраструктурном режиме, другая – в режиме монитора;
- 2) ПК из компьютерного класса, на котором установлен гипервизор;
- 3) мобильный телефон/ноутбук студента для подключения к беспроводной сети или создания несанкционированной точки доступа;
- 4) коммутатор Cisco C3650 с поддержкой стандарта 802.3af PoE для питания точек доступа через витую пару.

Программная часть лабораторного стенда представлена КБС Cisco vWLC 8.10.151, поддерживающим протоколы стандартов IEEE 802.11a/b/g/n/ac/ax и работающим под управлением операционной системы AireOS.

Программную и аппаратные части стенда связывает система виртуализации EVE-NG Community Edition, работающая на персональном компьютере под управлением операционной системы Windows 10 с установленным гипервизором VMware Workstation 15, внутри которого запущена виртуальная машина с образами КБС и виртуального коммутатора с операционной системой Cisco IOS Release 15.2. Виртуальная машина в данном стенде имеет характеристики, представленные в Табл. 2.

ТАБЛИЦА 2.
СИСТЕМНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К ВИРТУАЛЬНОЙ МАШИНЕ

Наименование	Требование
<i>Оперативная память</i>	8 Гб
<i>Ядра процессора</i>	4
<i>Свободное место на диске</i>	50 Гб
<i>Сетевой адаптер №1</i>	В режиме Host-only/NAT
<i>Сетевой адаптер №2</i>	В режиме bridge с Ethernet интерфейсом ПК

Программно-аппаратный стенд имеет физическую топологию, состоящую из коммутатора Cisco C3650 версии Cisco IOS Release 15.2(2) и точек доступа Cisco AIR-AP1852I-R-K9 версии 8.1.131.0 (рис. 2).

При создании стенда возникает проблема объединения виртуальной и реальной сетей. В качестве ее решения к виртуальной машине была добавлена вторая виртуальная сетевая карта с целью создания моста между Ethernet-интерфейсом персонального компьютера и виртуальным адаптером. Следовательно, с помощью маршрутизатора в виртуальной сети или при прямом соединении КБС с виртуальным интерфейсом-мостом будет установлена связь между реальной сетью и виртуальной.

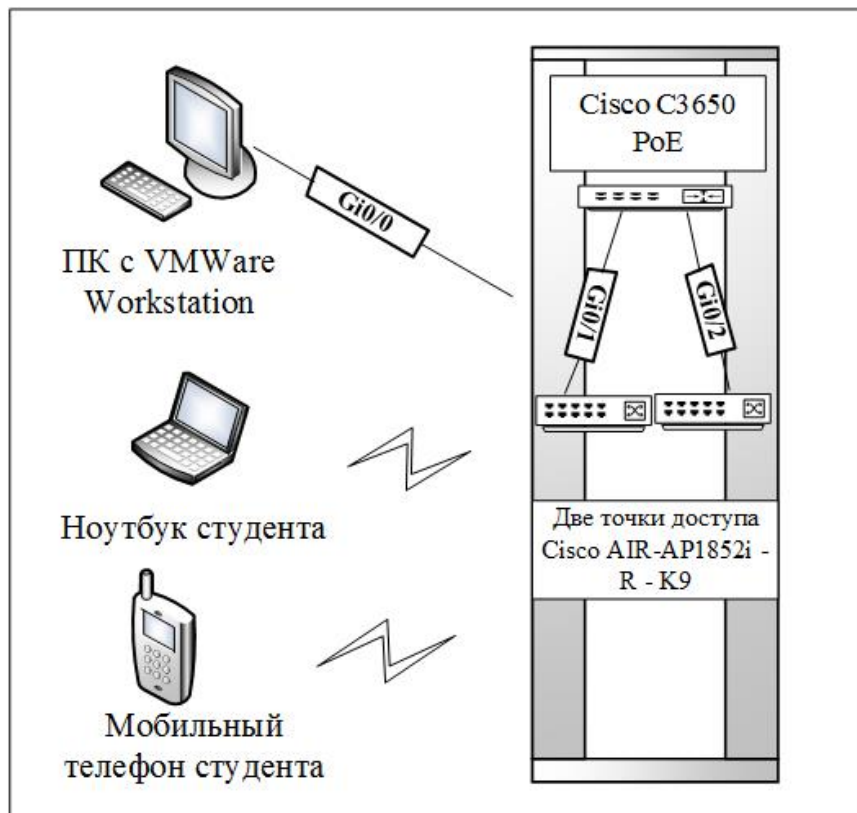


Рис. 2. Физическая топология сети стенда

Пример соединения программной и аппаратной частей стенда представлен на рис. 3.

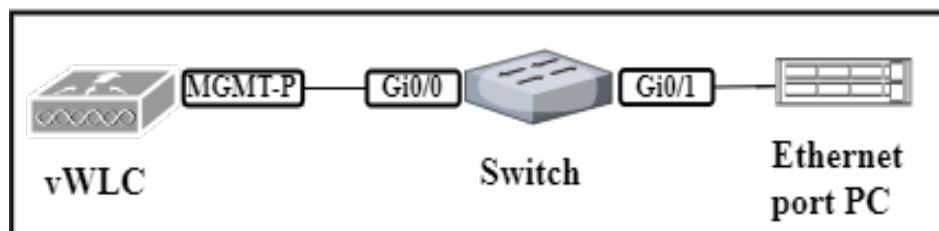


Рис. 3. Топология сети в EVE-NG

На рисунке 3 интерфейс Gi0/1 коммутатора подключается к виртуальному адаптеру pnet1, который, в свою очередь, соединен с интерфейсом физической сетевой карты персонального компьютера посредством виртуального моста. Таким образом, физический интерфейс коммутатора Gi0/1 становится интерфейсом Ethernet персонального компьютера. Используя данную схему, можно добавлять различные маршрутизаторы и коммутаторы в виртуальную сеть и соединять их с реальной сетью, усложняя программно-аппаратный стенд в соответствии с решаемыми задачами.

Исходя из вышесказанного, можно представить логическую топологию компьютерной сети программно-аппаратного стенда следующим образом (рис. 4).

Описанная виртуальная топология стенда может быть дополнена в соответствии с изучаемыми темами. В виртуальную часть топологии стенда можно добавить различные программные компоненты и тем самым рас-

ширить область изучения компьютерной сети, включая ее подсистемы мониторинга и безопасности состояния, а также аудит.

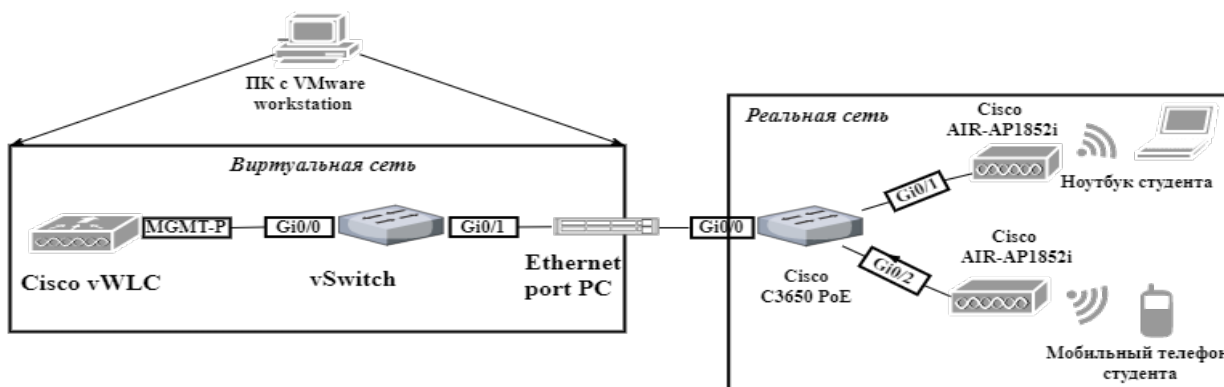


Рис. 4. Логическая топология сети программно-аппаратного стенда

После сборки стенда программно-аппаратное оборудование должно проходить настройку. Авторами настоящей статьи разработан алгоритм первоначальной настройки КБС, состоящий из следующих шагов:

1. Ввод имени системы;
2. Создание учетной записи администратора для управления беспроводной инфраструктурой;
3. Настройка интерфейсов КБС;
4. Ввод шлюза по умолчанию;
5. Настройка VLAN-теггирования;
6. Настройка DHCP-сервера;
7. Присвоение IP-адреса виртуального шлюза;
8. Настройка параметров вещания БКС.

V. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Разработанный авторами статьи программно-аппаратный стенд эффективно используется в учебном процессе Тюменского государственного университета. Так, в 2022 году студенты четвертого курса специальности «Компьютерная безопасность» изучали с его помощью защиту информации в современных беспроводных технологиях. По результатам обучения шестеро из них успешно сдали промышленный экзамен H12-311 (HCIA WLAN) на инженера беспроводных компьютерных сетей.

Кроме того, разработанный лабораторно-практический комплекс для студентов старших курсов по направлению информационной безопасности включает обязательное использование представленного стенда при выполнении разнообразных заданий в рамках изучения дисциплины «Безопасность беспроводных компьютерных сетей», тем самым помогая им получить практические навыки применения новейших теоретических разработок в данной области.

В связи с тем что многие зарубежные программные и аппаратные сетевые продукты недоступны сейчас (по причине санкций) на территории России, то данный программно-аппаратный стенд может быть создан и на основе российских решений в сегменте Wi-Fi:

- 1) программного контроллера QTECH QWC-VC и точек доступа QWP-420-AC (стандарт IEEE 802.11ac);
- 2) программного контроллера Eltex SoftWLC и точек доступа WEP-3ax (стандарт IEEE 802.11ax).

Оба решения позволят создать надежные Wi-Fi-сети корпоративного класса и удовлетворят имеющиеся потребности в сегменте Enterprise.

VI. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, данный программно-аппаратный лабораторный стенд позволяет изучить сетевую инфраструктуру, используемую в предприятиях и компаниях. Он обладает виртуальным беспроводным контроллером

актуальной версии, современными физическими точками доступа и помогает студентам успешно изучать новейшие беспроводные технологии в профессиональных учебных заведениях.

Разработанный авторами статьи стенд может быть полезен не только для обучения, но и для моделирования угроз информационной безопасности: на нем был создан и настроен прототип корпоративной сети Wi-Fi на базе нескольких точек доступа и КБС, на котором была проверена корректность безопасной работы с внешним RADIUS-сервером с аутентификацией по протоколу 802.1X.

Использование современных средств виртуализации в сочетании с новейшими беспроводными технологиями, по нашему мнению, очень перспективно для массовой подготовки будущих конкурентоспособных IT-специалистов и проведения предварительного тестирования сетевых технологий перед их применением в сети организации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. IEEE 802.11-2020. Standard for Information Technology-Telecommunications and Information Exchange between Systems - Local and Metropolitan Area Networks-Specific Requirements. Part 11: Wireless LAN Medium Access Control (MAC) and Physical Layer (PHY) Specifications. URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/9363693> (date accessed: 02.09.2022).

2. Coleman D. D., Westcott D. A. CWNA Certified Wireless Network Administrator Study Guide: Exam CWNA-108. Wiley, 2021. 1088 p. ISBN 978-1-119-42578-6.

3. Gaivoronskii D. V., Kutuzov V. M., Minina A. A. Digital transformation of engineering education. DOI 10.1109/IVForum.2017.8245954 // Proceeding of the IEEE VI Forum Strategic Partnership of Universities and Enterprises of Hi-Tech Branches (Science. Education. Innovations), SPUE, Nov. 15–17, 2017. St.-Petersburg : Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2017. P. 3–6. EDN YCEHDN.

4. Гизатуллин М. Г. Использование программного продукта Cisco Packet Tracer в образовательном процессе образовательной организации высшего образования для осуществления проектирования и конфигурирования сетей передачи данных // Перспективы науки и образования. 2015. № 2 (14). С. 84–90. EDN TQNNIF.

5. Черников Д. Ю. Дистанционное изучение сетей Wi-Fi в среде эмулятора ENSP // Дистанционное обучение в высшем образовании: опыт, проблемы и перспективы развития: материалы XV Всерос. науч.-практ. конф. с междунар. участием, 20 апр. 2022 г. / Санкт-Петербург. Гуманитар. ун-т профсоюзов. Санкт-Петербург : Изд-во СПбГУП, 2022. С. 132–133. EDN TMHSSE.

6. Shabalin A. M., Kaliberda E. A., Kaliberda Yu. E. Development of Students' Digital Competences When Studying the Functional Capabilities of Modern DLP Systems // Modern Management Trends and the Digital Economy: from Regional Development to Global Economic Growth (MTDE 2020) : Proceedings of the 2nd International Scientific and Practical Conference, April 16–17, 2020. Yekaterinburg, 2020. P. 463–468. URL: <https://www.atlantispress.com/proceedings/mtde-20/125939729> (date accessed: 02.09.2022).

7. Popov S. O., Vorona P. S., Gushin M. V. The Method of Creating Diagnostic Stands for Monitoring and Control Tools Using Software and Hardware Modeling. DOI: 10.1109/RPA.2018.8537200 // International Youth Scientific and Technical Conference Relay Protection and Automation (RPA), Sept. 27–28, 2018. Moscow, 2018. P. 1–13.

8. Shaburov A. S., Alekseev V. R. Protection Models of Critical Information Infrastructure Objects from Targeted Computer Attacks. DOI: 10.1109/EIConRus.2019.8656722 // IEEE Conference of Russian Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering (EIConRus), Jan. 28–31, 2019. Moscow ; Saint Petersburg. P. 335–338.

9. Muzyleva I., Shishlin D., Yazykova L. [et al.]. Implementation of the Concept of «Smart Laboratory» in the Framework of Digitization of the University. // 1st International Conference on Control Systems, Mathematical Modeling, Automation and Energy Efficiency (SUMMA). Nov. 20–22, 2019. Lipetsk. P. 349–352. DOI: 10.1109/SUMMA48161.2019.8947471.

10. Control And Provisioning of Wireless Access Points (CAPWAP). URL: <https://datatracker.ietf.org/doc/html/rfc5415> (date accessed: 02.09.2022).

11. Dzerkals U. EVE-NG Community Cookbook // EVE-NG Cookbook. URL: <https://www.eve-ng.net/wp-content/uploads/2021/11/EVE-Comm-BOOK-1.13-2021.pdf> (date accessed: 02.09.2022).