УДК 628.517(075.8)

Т.Я. Батутина, Д.С. Бондарь

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»

ОБЗОР РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПО СНИЖЕНИЮ ШУМА ПРИ СТАРТЕ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПУТЕМ ВПРЫСКА ВОДЫ

Робота включає огляд інтернет-ресурсів по проблемі гашення шуму з використанням води при старті ракет-носіїв. Подано результати гашення шуму, досягнуті з використанням води стартових площадок різних країн. Проведено аналіз можливих методів використання води для зниження рівня шуму при старті ракетносіїв.

Ключові слова: гашення шуму, надзвуковий струмінь, впорскування води, рівень звукового тиску.

Работа содержит обзор интернет-ресурсов по проблеме шумоподавления с использованием воды при старте ракет-носителей. Приведены результаты шумоподавления, достигнутые с использованием воды на стартовых площадках разных стран. Проведен анализ возможных методов использования воды для снижения уровня шума при старте ракет-носителей.

Ключевые слова: шумоподавление, сверхзвуковая струя, впрыск воды, уровень звукового давления.

A paper contains an overview of Internet resources on the topic of sound reduction by water injection during the lift-off of launch vehicles. The results of sound reduction by water injection on the launch pads of different countries are present. An analysis of possible ways to reduce the sound levels by water injection during the lift-off of launch vehicles have been conducted.

Keywords: noise reduction, supersonic jet, water injection, sound pressure level.

Введение. Работа посвящена одной из проблем акустической экологии, а именно шуму, возникающему при старте ракет-носителей. Постоянный рост тяги вновь проектируемых двигателей ракет-носителей обостряет проблему излучаемых при старте звуковых полей как вредного во многих аспектах фактора. Высокие уровни шума (160-170 децибелов), излучаемые ракетаминосителями при старте, вызывают серьезную вибрацию в конструкциях ракетыюсителя полезного груза и наземного стартового оборудования и негативно влияют на окружающую среду. Следовательно, потребность уменьшить акустические уровни от истекающей струи является первостепенной. Большое внимание привлекает возможность повлиять на уровень звука путем использования воды при старте. Например, большое количество воды ($\approx 19 \text{ м}^3/\text{с}$) использовалось для подавления шума старта во время запусков

[©] Батутина Т.Я., Бондарь Д.С., 2019

Шаттла [1], [2], что позволило уменьшить шум на 8-12 децибелов.

Общая часть. В относительно свежих материалах NASA, касающихся создания нового стартового комплекса, предусматривается использование огромного количества воды при старте. Испытания системы подачи воды проводились в начале 2018 года. Циклопичность системы обусловила появление рекламных материалов с применением термина «невероятная» [3]. Специальная водонапорная система, созданная на стартовом комплексе Кеннеди, способна подать воду с расходом 900000 галлонов воды в минуту. Авторы описания образно характеризуют ситуацию как помещение стартового стола в текущую реку. Интернет содержит несколько видеофильмов об испытании системы в 2018 г. с пустым стартовым столом [4]. Главная задача системы – защита сооружений стартового комплекса от воздействия реактивной струи. На рисунке 1 показан вид стартового стола, заливаемого водой.



Рис. 1. Вид стартового стола с НАСовской «невероятной» системой подавления звука (NASA's Incredible Sound Suppression System)

Вода подается в виде капель. Указывается, что за счет поглощения звука пузырьками воздуха в такой двухфазной среде можно снизить звуковую нагрузку в районе головной части со 145 дБ до 142 дБ. Как это удается сделать при полном выходе реактивной струи из газохода – не ясно.

Гораздо более изученным представляется вопрос об использовании воды для контроля звукового излучения струи путем впрыска воды в неё. Здесь

основные выводы базируются на стендовых экспериментах с неподвижным двигателем. Во всех экспериментальных исследованиях показано, что для достижения эффекта снижения шума впрыск воды должен производиться на уровне среза сопла.

Понимание возможностей влияния на звукоизлучение струи впрыском воды базируется на анализе основных источников генерируемого сверхзвуковой струей звука. Имеется три основных источника звука в струе.

1. Генерация звука при взаимодействии вихревых структур в слое смешения с окружающей средой. Поскольку вихревые структуры имеют большой диапазон изменения характерных пространственных масштабов, генерируемый звук является широкополосным

2. Излучение волн Маха вихрями, движущимися со сверхзвуковой скоростью.

3. Дискретные звуковые волны, генерируемые при взаимодействии струи с элементами конструкции пускового стола. При старте мощных носителей при оценке максимального уровня звука ими можно пренебречь.

Из рассмотренных нами публикаций наиболее четко результаты экспериментальных исследований влияния впрыска воды представлены в [3]. Для горячих сверхзвуковых струй в работе получены следующие оценки снижения уровня шума: ударные волны -6,6 дБ, широкополосный шум смешения -3,4 дБ. Определенные качественные изменения структуры излученного струей звука при впрыске воды выражаются в уменьшении излучения вверх по потоку. При этом, автор указывает, что полученные в мелкомасштабных экспериментах оценки снижения уровней шума уменьшатся при пересчете на натурные объекты.

Несколько иные оценки – до 7 дБ – снижения уровня звука за счет впрыска воды получены в экспериментах французских авторов [5]. Здесь учтена направленность излучения. Шумоподавление порядка 10 децибелов реализовано и для холодных и для горячих струй [6].

Выводы. Обобщая данные рассмотренных работ по оценке влияния впрыска воды на излучения звука сверхзвуковыми горячими струями, можно констатировать, что все результаты получены для мелкомасштабных (диаметр порядка нескольких десятков миллиметров) И стационарных сопла экспериментальных установок. Во всех экспериментах наиболее эффективное звукоподавление наблюдается при впрыске воды на уровне среза сопла. При смещении зоны впрыска вниз по струе эффективность такого способа звукоподавления существенно снижается. Это может быть существенным ограничением для практического использования впрыска воды при старте реального ракетного комплекса.

5

Библиографические ссылки

1. Dougherty, N.S., and Guest, S.H., A correlation of scale model and flight aeroacoustic data for the Space Shuttle vehicle, AIAA-84-2351, AIAA/NASA 9th Aeroacoustics Conference, Williamsburg, Virginia, October 1984.

2. Jones, J.H., Scaling of ignition startup pressure transients in rocket systems as applied to the space shuttle overpressure phenomenon, JANNAF 13th Plume Technology Meeting, CPIA-PUB-357, Vol. 1, 1982.

3. Norum, T.D., Reductions in multi-component jet noise by water injection, AIAA-2004-2976, $l(f^h AlAA/CEAS A eroacoustics Conference, Manchester, Great Britain, May 2004.$

4. https://www/youtube/com/watch?v=reE62UvBD8I

5. Zoppellari, E., and Juve, D., Reduction of hot jet noise by water injection, AIAA-98-2204, 1998.

6. Zoppellari, E., and Juve, D., Reduction of jet noise by water injection, AIAA-97-1622, 1997.

Надійшла до редколегії 16.12.2019

УДК 621.95

Я.А. Гриненко, О.В. Карпович, І.І. Карпович

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

РОЗРОБКА ЦИКЛУ РОБОТИ АГРЕГАТНО-СВЕРДЛИЛЬНОГО ВЕРСТАТУ ДЛЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ДЕТАЛІ «СТУПИЦЯ»

В роботі виконано порівняльний аналіз систем керування металообробним обладнанням з автоматичним циклом роботи. Визначена найбільш доцільна система керування для агрегатно-свердлильного верстату. Показано цикл роботи агрегатносвердлильного верстату за часом для кожної робочої позиції, загальна циклограма верстата та наладка.

Ключові слова: системи циклового програмного керування, системи числового програмного керування, адаптивні системи керування, слідкуючі системи автоматичного керування, циклограма за часом для кожної робочої позиції, загальна циклограма.

В работе выполнен сравнительный анализ систем управления металлорежущим оборудованием с автоматическим циклом работы. Определена наиболее целесообразная система управления для агрегатно-сверлильного станка. Показано цикл работы агрегатно-сверлильного станка по времени для каждой рабочей позиции, общая циклограмма и наладка.

Ключевые слова: системы циклового программного управления, системы числового программного управления, адаптивные системы управления, следящие системы автоматического управления, циклограмма по времени для каждой рабочей позиции, общая циклограмма.

The comparative analysis of control systems of metalworking equipment with automatic cycle of work is made in the work. The most appropriate control system for the machine-boring machine has been determined. The cycle of work of the machine-drilling machine by time for each working position, the general and adjustment is shown.

Keywords: cycle program control systems, numerical program control systems, adaptive control systems, automatic control tracking systems, time cycle for each working position, total cycle diagram.

Для керування металообробним обладнанням з автоматичним циклом роботи використовують такі системи: системи циклового програмного керування, системи числового програмного керування (системи класу NC, системи класу SNC, системи класів CNC, системи класу DNC, система класу HNC, системи класу PCNC), адаптивні системи керування, слідкуючі системи автоматичного керування, CitectSCADA, Cimplicity, Master SCADA, TRACE MODE, InTouch, Simatic WinCC, IGSS, КРУГ-2000, SCADA S3, iFix [1-5].

У системах циклового програмного керування (ЦПК) одна частина керуючої програми інформація про цикл і режимах обробки задається в

[©] Гриненко Я.А., Карпович О. В., Карпович І.І., 2019

вигляді використанням В якості програмоносія числовому 3 як електромеханічних інформаційних носіїв (штекерні і комутаційні поля, програмні барабани, діодні перепрограмувальні матриці, роз'єми, перфокарти і ін.), так і електронних носіїв, побудованих на основі великих інтегральних схем напівпостійних запам'ятовуючих пристроїв з електричним перезаписом інформації. Друга частина керуючої програми розмірна інформація, характеризує переміщення робочих органів верстата, встановлюється 3a допомогою шляхових упорів на спеціальних лінійках або барабанах. Для кожної координати налаштовують і встановлюють свою лінійку [2, 3, 4].

Числовим програмним керуванням (ЧПК) металорізальних верстатом (ГОСТ 20523-80) називають керування обробкою заготовки на верстаті по керуючій програмі, в якій дані задані в цифровій формі. В системах ЧПК вся інформація КП підготовлюється та передається робочим органам верстата тільки в цифровій (дискретній) формі. Траєкторія руху ріжучого інструменту відносно оброблюваної заготовки представляється у вигляді ряду його послідовних положень, кожне з яких визначається числом [2-4].

Адаптивні системи керування забезпечують автоматичне пристосування процесу обробки заготовки до постійно змінюваних умов обробки за певними критеріями. Це пристосування здійснюється на основі інформації, одержуваної системою керування безпосередньо в процесі обробки заготовок [2].

Слідкуючи системи керування забезпечують підтримку вибраної величини керуючого об'єкту на заданому рівні. В слідкуючих системах задаючий вплив змінюється по закону, заздалегідь не відомому [1, 4].

Метою даної роботи є аналіз систем керування металорізальним обладнанням та розробка циклу роботи верстату.

В результаті аналізу систем керування металорізальним обладнанням показав, що системи ЧПК різного класу вимагають дорогого спеціального обладнання та програмного забезпечення. Застосування ЧПК виправдане при деталей широкої номенклатури виробів. Системи випуску циклового на завданні розмірної інформації програмного керування засновані за допомогою шляхового вимикача, що значно знижує вартість системи управління. При цьому технологічні можливості з ЦПК обмежені. При заданих умов виробництва деталі «Ступиця», програми і номенклатури випускаємих найбільш доцільно агрегатно-свердлильного виробів для верстата використовувати систему ЦПК, що значно зменшить час переналадки. Головною задачею при наладці верстата є установка та налаштування шляхових упорів, положення яких визначається циклограмами роботи силових вузлів на кожній позиції та загальній циклограмі верстату.

Методика розробки циклу роботи агрегатно-свердлильного верстату складається з таких етапів:

- ескіз наладки;

- точки позиціювання;

- побудова проміжних позицій для функції зі складним циклом виконання;

8

- побудова циклограм керування зі складним циклом;

- циклограма керування функції складного циклу по часу;

- циклограма роботи агрегатного верстату по часу;

- співвідношення такта випуску з часом циклу роботи.

Ескіз наладки - графічне зображення виконуваних дій на позиції при обробці елементарних поверхонь.

Виконують:

- графічне зображення фрагменту деталі з елементарними поверхнями, які оброблюються на даному переході;

- вказується просторова прив'язка;

- вказується специфікація складу, інструмент показують на виході після робочого ходу (РХ);

- умовне позначення точок базування, можливе вказання конструктивних елементів верстатного пристрою.

Точки позиціювання - точка, яка має певне положення в просторі.

Вказують на початку дві точки позиціювання. Перша точка - вихідне положення інструменту. Між позиціями виконавчий орган виконавчого пристрою за час роботи верстату здійснює цикл робочих функцій на даній позиції. В нашому випадку на позиції реалізується дві функції - елементарний механічний рух. Це дії - прямолінійного рівномірного зворотно-поступового руху інструменту та механічне кругове обертально-рівномірний рух. Оскільки кожний механічний рух у виконавчого пристрою обов'язково має реверсстрілки, яке позначає двосторонній рух.

Цільове позначення цих функцій - формоутворення - утворення циліндричної поверхні, тобто отвору певного діаметру з певною довжиною.

Побудова проміжних позицій для функції зі складним циклом виконання.

Функція по циклу виконання є елементарною. Керування цією функцією зводиться до циклового керування (вкл/викл). При наладці технологічні параметри функції встановлюються зазвичай як постійні.

У випадку переміщення інструменту по декільком координатам елементи індексуються тією координатою, по якій відбувається переміщення.

Побудова циклограм керування зі складним циклом.

Циклограма - технологічна документація, графічно зображуючи виконання функції в робочому просторі верстату.

Розрізняють цикли: лінійні, пласкі, об'ємні, статичні, динамічні.

Для функції будують циклограму по параметрам руху: напрямок, величина шляху, позиції (вихідна точка). Проектують вихідні позиції перпендикулярно осі Z. Проекція позначається «і^,». Між точками функція має своє цільове позначення та характеристики параметрів згідно структурної формули. Всі відрізки шляху знаходяться на одній прямій - осі Z.

Оскільки швидкість та прискорення переміщення виконавчого органу верстату безпосередньо вимірювати при наладці важко, то для їх визначення користуються розрахунковою величиною прохідного шляху за часом. Для налагоджувальних параметрів дій функції складного циклу зазвичай будують циклограми виконання складових за часом.

Зазвичай точки (позиції) циклограми керування параметрами дії (функції) переносяться 1:1 на циклограму за часом. Вони означають початок і кінець, тривалість виконання складових циклу. Шкала залежить від швидкодії конструкції.

Циклограма будується в послідовності виконання робот на агрегатних металорізальних верстатах, тобто: завантажувальна позиція, транспортна і т.п. Або завантажувальна позиція розбивається на дві частини: завантажувальна/розвантажувальна чи об'єднують в одну.

Транспортна операція не може виконуватися до закінчення завантажувальної. Тому транспортна операція починається із закінченням завантажувальної/розвантажувальної. На час і-тої позиції накладається час завантажувальної позиції.

У випадку якщо завантажувальна та транспортна позиції перевищують машинний час на найбільш трудомісткій позиції - виконують розрахунки на транспортування. Але зазвичай Т_{тр} враховується у циклі роботи верстату 1 раз - на тах кут повороту стола.

По циклограмі визначаємо Т_{шт. max}. Наприклад, на свердлильній позиції час найбільший, відповідно для верстату це буде Т_{шт}, визначаюче цикл його роботи.

Для зменшення T_{шт.к} вдаються до спеціальних конструктивних рішень (автоматизація, механізація і т.п).

Співвідношення такта випуску з часом циклу роботи. Описується нерівністю:

$$\tau \ge T_{\text{IIIT.K}} \ge T_{\text{onep.max}}$$
 (1)

Циклограму завершують зазначенням згідно цієї нерівності з приведенням номінальних значень.

Для механічної обробки деталей типу «Ступиця» розроблюється агрегатно-свердлильна операція, яка має три робочі позиції :

- завантажувальна, розвантажувальна;

- свердлити 4 отвори Ø9,8^{+0,36};

- зенкерувати 4 отвори Ø10^{+0,09};

- зенкувати фаску 1х45° в 4 отворах.

Ескіз наладки агрегатно-свердлильної операції по позиціям наведено на рис.1, 2, 3.



Рис. 1. Ескіз наладки свердлильної позиції



Рис. 2. Ескіз наладки зенкерувальної позиції



Рис. 3. Ескіз наладки зенкувальної позиції

Час виконання елементів структури розраховується за рахунок швидкості переміщення ключових органів.

Формула знаходження часу:

$$t=S/V_{\text{IIIB},x}$$
 (2)

де S – відстань, мм; $V_{\text{шв.x}}$ – швидкість швидкого ходу, мм/хв.

$$S_{xB}=S_{o}\times n$$

$$S_{xB2}=0,25\times550=137,5 \text{ MM/xB};$$

$$S_{xB3}=0,4\times650=260 \text{ MM/xB};$$

$$S_{xB4}=0,25\times550=137,5 \text{ MM/xB}.$$

$$t_{IIIIICBEP}=IIIIII/V_{IIIB.x}=76\times60/2150=2,1 \text{ c}$$

$$t_{PXcBEP}=PX/S_{xB2}=13\times60/137,5=5,7 \text{ c}$$

$$t_{IIIBcBEP}=IIIB/V_{IIIB.x}=89\times60/2150=2,5 \text{ c}$$
(3)

Аналогічно проводимо розрахунки часу для інших позицій та заносимо в табл. 1.

Таблиця 1

	fue biconunity estementing espycityph							
№ позиції	Назва операції	ШП,с	PX,c	ШВ,с				
2	Свердлити 4	2,1	5,7	2,5				
	отвори							
3	Зенкерувати 4	3,1	2,8	3,4				
	отвори							
4	Зенкувати	1,8	2,1	2				
	фаску в 4-х							
	отворах							

Час виконання елементів структури

За розрахунками часу для кожної робочої позиції будуємо циклограму, яка зображена на рис.4.

NO DODUNI	Hasha opopawii	רשטעאשעסם לנו	Час,сек					
т позації	пизой операци	структури от	2	2	2	2	2	2
		ШП	1	_م 2		3		
2	Свердлити 4 отвори	PX	/	2']		
	, , ,			2		<i>31</i> 1		4
		ШП	1	2	3			
3	Зенкерувати 4 отвори	PX	/ ·	2'				
		ШВ		2	3' L		4	
		ШП	1	2 3				
4	Зенкувати фаску в 4-х отворах	PX	′ ∟ 2′					
		ШВ	2	<i>3'</i> L	4			

Рис. 4. Циклограма за часом для кожної робочої позиції

Визначаємо час повороту стола.

$$L_{ct} = \pi \times D_{ct} \quad , \qquad (4)$$

де D_{ст} – діаметр стола, мм.

де V_{пов.стола} – швидкість повороту стола, мм/хв.

$$l_{\text{ceropa}} = L_{\text{cr}} / n_{\text{поз}}$$
 , (6)

де п_{поз} – кількість позицій.

1_{сетора}=5494/4=1374 мм.

NR populati	Uasha opopauji		Час, сек							
IV° ПОЗОЦІІ	пизии иперицп	структури от	15	16,5	2	2	2	2	2	2
1	Завантажувальна	Розкріпити детлаль Встановити деталь Закріпити деталь	1 2 3 2'	4						
	Транспортна	Поворот стола	4′		. 5					
2	Свердлити 4 отвори	ШП РХ ШВ			5'	6 L 6'		7 7' L		8
3	Зенкерувати 4 отвори	ШП РХ ШВ			9	<i>10</i> <i>10'</i>	11 11' L		12	
4	Зенкувати фаску в 4-х отворох	ШП РХ ШВ	-		13 14' Тші	14 15 15' Ц ПМах=570	16 CEK		,	

Зображуємо загальну циклограму верстату:

Рис. 5. Загальна циклограма верстату

Співвідношення темпу випуску з часом циклу роботи:

$$\tau \ge T_{\text{штк}} \ge T_{\text{опер.max}}$$
,

де т=15 хв;Т_{штк}= 1,1 хв.

Верстат, що проектується, виконує задану продуктивність.

Згідно виконаним розрахункам час на обробку однієї деталі на агрегатносвердлильному верстаті складає 57с, що менше темпу випуску 15хв. Тобто верстат забезпечить задану продуктивність та програму випуску деталей.

Бібліографічні посилання

1. Голембієвський А. І. Системи керування технологічним обладнанням. – Новополоцьк, 2009 р. – С. 92–107.

2. Кольцов А.Г. Керування верстатами і верстатними комплексами. – Омськ, 2007 р. – С. 13–36.

3. Таїров В. П. Системи автоматичного керування верстатом. – Маріуполь, 2015 р. – С. 34–41.

4. Рябов С. А. Управління верстатом і верстатними комплексами. – Кемерово, 2012 р. – С. 34–56.

5. Андряков Д. О., Савчук А. В., Кримов А. С. Аналіз існуючих автоматизованих систем керування технологічним процесом. – Стаття. – С.29 – 36.

Надійшла до редколегії 20.10.2019

UDC 621.317:620.13.40

E.S.Dergal, O.T.Kudrevatykh, N.O.Quinn

Oles Honchar Dnipro National University

A DILATOMETER FOR THE CARBON FIBER COMPOSITE TUBES

Розроблено прилад та метод вимірювання коефіцієнта теплового розширення композитів, заснований на цифровому запису лазерної плями. Спеціальними утримувачами для фіксації тестового об'єкта і оптичним розташуванням дилатометра пропонується вимірювати деформації вуглецевого волокна армованих композитних трубок за рахунок ефекту різниці температур. До переваг методу відносять високу чутливість і здатність з високою точністю досліджувати композитні трубки різної довжини (від 0,2 м до 2 м). Розроблена спеціальна теплова система для зміни температури в об'єктах, що вивчаються, на основі провідності вуглецевого волокна. Чутливість дилатометра може регулюватися в залежності від розміру об'єкта, що вивчається.

Ключові слова: композитні матеріали, вуглецеве волокно, посилене пластиком, дилатометр, коефіцієнт теплового розширення, компоненти аерокосмічної інженерії, оптичний метод.

Разработан прибор и метод измерения коэффициента теплового расширения композитов на основе цифровых записей о смещении лазерного пятна. Специальными держателями для фиксации испытательного объекта и оптическим расположением дилатометра предлагается измерить деформацию углеродного волокна усиленных композитных труб из-за действия перепада температуры. Преимущества метода включают высокую чувствительность и способность с высокой точностью исследовать композитные трубки с различной длиной (от 0,2 м до 2 м). Разработана специальная тепловая система для изменения температуры в исследуемых объектах на основе проводимости углеродного волокна. Чувствительность дилатометра может регулироваться в зависимости от размера исследуемых объектов.

Ключевые слова: композитные материалы, углеродное волокно, усиленное пластиком, дилатометр, коэффициент теплового расширения, компоненты аэрокосмической инженерии, оптический метод.

A device and method for measuring the coefficient of thermal expansion of composites based on digital recordings of the indicating laser spot displacement has been developed. Specific holders for support of the test object and an optical arrangement of the dilatometer are proposed to measure the deformation of the carbon fiber reinforced compositetubes due to temperature changes. The advantages of the system include high sensitivity and the ability to examine composite tubes with varied length (from 0,2 m to 2 m) with high accuracy. A special heating system for temperature changes in examined objectsbased on conductivity of carbon fiber has been developed. The sensitivity of the dilatometer can be adjusted in according to the size of examined objects.

Keywords: composite materials, carbon fiber reinforced plastic, dilatometer, thermal expansion coefficient, aerospace engineering components, optical method.

[©] Dergal E.S., Kudrevatykh O.T., Quinn N.O, 2019

Introduction

Composites have gained widespread use in aerospace and transport industries. Almost 80% of Boeing 787 Dreamliner body are made of composites. The booster body, thermal protection for the payload fairing, solar cell substructures, primary structure for the space telescopesare made with use of the composite materials (CM). The rapid growth in the use of CM is confirmed by expert assessments of the market leaders. According to the forecast, the volume of the world market of CM for the period from 2016 to 2022 should grow by almost 60%, from 72,58 billion dollars to 115,43 billion US dollars [1].



Fig.1. The use of composites in the Boeing 787 Dreamliner [2]

The outstanding feature of the composite materials is that they are not a monolithic material in the classical sense of the word, for example, metals. CM is de factoformationcreated in the manufacturing process. Depending on the matrix material distinction is made between polymeric, metallic, ceramic, carbon, and other composite materials. By selecting and proportioning filler and matrix, choosing orientation of the reinforcing fibers, it is possible to obtain materials with predetermined performance characteristics, such as robustness, rigidity and thermal stability [3].

However, the physical and mechanical properties of CM products are largely dependent on the technological excellence of the CM production process.

In the process of manufacturing CM structural elements experience a variety of technological impacts particularly thermal and mechanical. The imperfection in the technological process and equipment or human errorslead to defects formation exceedingthe permissible requirements of design documentation and cause product failures. The physical, mechanical and strain-strength properties of composite materials and products can be significantly affected by the binding substance and reinforcement structure divergency, discontinuity in the reinforcing fiber, porosity in the bonding adhesive, localized air blisters andviolations of the molding process[4]. For example, $\pm 2^0$ deviation in the fiber layup drives up thermal deformation of the carbon fiber reinforced CM by 18% [5].

The stability of linear dimensions over a wide range of temperatures is an indispensable requirement in the manufacturing of load-bearing structures for precision equipment of space vehicles, such as antennas, control systems and space-based telescopes. Thus, it is necessary to design equipment and methods for testing

composite materials, as well as elements of the spacecraft structures, intended to assess the value and homogeneity of the thermal deformation.

The main characteristic of the thermal deformation is the coefficient of thermal expansion (CTE). It measures increase in the size of the test object per degree in temperature change [6].

The section of physics and metrology that studies the dependence of the size change on temperature, pressure, humidity, electric and magnetic fields, ionizing radiations, etc. is called dilatometry.

An analysis of the current state of the problem solving

Presently manufacturers and researchers offer a wide range of equipment for dilatometry[7-15].

Depending on the method of obtaining informative parameters used for determination of the changes in test object dimensions the industrial and scientific dilatometers can be divided into several basic groups (table 1).

Table 1

Dilatometer type	Primary informative parameter	Sensitivity, m
Optical:		
- comparative	Displacement of the test object edge controlled by microscope	10 ⁻⁶
- mechanical	Displacement of the light spot reflected by the mirror attached to the test object	10 ⁻⁵ -10 ⁻⁷
- interferometric	Displacement of the interference fringes caused by distance changes between mirrors in Michelson interferometer one of which is attached to the test object	10 ⁻⁸
- shadow	Change in the shadow dimensions of the test object caused by heating	10 ⁻⁶ -10 ⁻⁷
Capacitive	Change in the capacitance of the parallel plate capacitor with one stationary and one moveable plate where moveable plate is attached to the test object and moves when object is heated	10 ⁻¹²
Inductive	The change in the mutual inductance of the coils due to a change in their mutual disposition	10-11
Radio-resonance	The change of the resonance frequency of the cavity resonator made from tested material caused by heating	10 ⁻¹⁴
X-ray	Parametric variations in crystalline structure of the test object caused by heating	10 ⁻¹⁰
Push-rod	Difference in expansion of the specimen and quartz or ceramic rode with well-defined CTE due to heating process	10-7

Basic dilatometer types

It is worth noting that commercially available dilatometers and CTE measurement standards [6, 16-22] provide the opportunity to determine the CTE of the tested materials based on test data for the small samples (up to 0,05 m).

For example, according to [20] the determination of the CTE for carbon fiber reinforced composite materials is carried out by the thermal loading of the samples with a diameter of 30 ± 0.1 mm and a length of 40 ± 0.1 mm, which must be cut from the manufactured batch of products.

Upon that, strict requirements regarding the quality of the samples must be met, namely:

- cracks and chips are not allowed on samples;

- the end surfaces of the samples should be parallel and flat, the deviation from flatness should not exceed 0,01 mm.

The same requirements are in demand for determination of the CTE for composite materials used in aerospace industry accordingly to [21].

The CTE of the carbon fiber reinforced composite materials does not exceed 10^{-5} K⁻¹,therefore the efforts of researchers in recent years are devoted to the development of highly sensitive optical methods such as speckle interferometry [23] and digital image correlation(DIC) [24]. Speckle interferometry dilatometer allows to determine the CTE through the registration of the speckle structure displacement due to heating process. The digital image correlation method allows the determination of the CTE using the correlation between pixel intensity array subsets on two or more corresponding images, which gives the integer translational shift between them due to heating process. Nevertheless, both dilatometers can also be used only to determine the CTE of small samples (no more than 60 mm in length).

Problem definition

The mechanical properties of the carbon fiber reinforced polymer structures (CFRP) significantly depend on the orientation of the fibers, the number of layers, layup technology and other factors. The unique feature of CFRP is the anisotropy of thermal expansion determined by the laying pattern of reinforcing fibers, namely the CTE is minimal along the fiber and maximum in the direction perpendicular to the fiber [25]. The increase in the number of reinforcing layers and the optimization of their reinforcement scheme make it possible to minimize thermal deformations of the construction. For example, for CFRP with one layer of a reinforcing unidirectional matrix, the CTE can vary in a temperature range about $15 \times 10^{-6} - 30 \times 10^{-6}$ K⁻¹, namely twice, but for the quasi isotropic CFRP in this temperature range CTE remains approximately constant at nearly 3×10^{-6} K⁻¹ [26].

The thermal anisotropy in composite materials leads to a special selection of test samples, namely, the samples should be cut along the main axes of anisotropy so that the sample axis coincides with the axis of anisotropy and the CTE for anisotropic materials should be determined for each anisotropy axe. Thus, the process of determining the CTE of composite materials is very material-intensive and time-consuming.

At the same time, the slightest deviations from the manufacturing technology lead to the significant difference in the thermo-mechanical characteristics of the finished product from those provided by the design documentation.

Thus, the purpose of the research is to solve the problem of creating equipment and testing methods to determine with high accuracy the CTE of a finished CRFP product.

Research overview

Research was conducted with use of the CRFP square hollow sections such as those used in the manufacturing of truss structures of the space-based telescopes (fig.2).



Fig. 2. Space frame

Coefficient of thermal expansion (CTE) $\boldsymbol{\alpha}$ for the CRFP samples can be defined as:

$$\alpha = \frac{\Delta l}{L\Delta t} , \qquad (1)$$

where Δl – section length change caused by heating; L – distance between fastening points; ΔT – temperature change.

Simple calculation shows that raising temperature by 1^0 for the samples with length in range 0,2 – 2 m and CTE nearly 10^{-7} K⁻¹their extension be as large as 20 – 200 µm, based on initial length of the test object. Proceeding from this, the main technical requirements for the dilatometer under development were defined:

- sensitivity to displacements of the tube extension indicator should be no less than 1 $\mu\text{m};$

- the accuracy of determining the sample temperature should be within $0,1^{\circ}$ C;

- homogeneity heating and temperature stabilizing for the sample with accuracy within at least $0,2^{\circ}C$ should be provided for at least 10 minutes;

- dilatometer protection against possible external vibrations should be provided.

Based on the technical requirements, we developed an optical dilatometer, consisting of two main units - a heating block and a measuring unit.

The heating of the test object was performed by using conductive properties of the carbon fiber. The sample was connected through collectors on its edges to a heating control unit consisting of an industrial thermostat using the RC113M-220V-250V2A PID-controller to ensure feedback to be carried out between the measuring unit and the heating block. The temperature control was carried out using a DS18b20 digital temperature sensor with a resolution of 0,0625 ° C/LSB at 12-bit mode connected to the control unit via the Arduino board.

The dilatometer design is shown in fig. 3.



Fig. 3. Dilatometer for CRFP square hollow section: 1 – guide rail; 2 – laser-optical unit; 3 – mirror; 4 – test object; 5 – movable rack; 6 – rigid rack

The laser-optical unit combines a laser source (a 1 mW SSD laser) and a digital image recording unit based on a CCD array with a pixel size of 2,57 μ m (fig. 4). The test object is placed on two racks with bases rigidly fixed on the guide rail.



Fig.4. Laser-optical unit

The rear rack is absolutely rigid, and the front rack is fixedly attached to the hinge (fig. 5a), so that its upper end is free to move when the test object expands due to heating. Racks have needle-shaped tips, on which the pipe is "suspended". A flat mirror attached to the front rack reflects a laser beam which forms a displacement indication spot on the CCD array.



Fig. 5. Movable (a) and rigid (b) racks for test object placement

When the tested object is heated, it expands, causing inclination of the hinge rack. Such a change in the orientation of the rack causes the laser beam to change its direction after reflection from the fixed mirror on the rack. As a result, the indicating laser spot moves in the plane of the CCD array of the image recorder. The magnitude and direction of the displacement varies with length change of the heated section.

The computational model of the dilatometerallows to establish the relationship between the section length change Δl , the height of the rack*h*, the distance between movable rack and the CCD array*H* and the indicating laser spot displacements (fig. 6).



Fig.6. Computational model of the dilatometer

The change of the section length

$$\Delta l = \frac{h}{2H} * S \,, \tag{2}$$

where h – the height of the rack, H – the distance between movable rack and CCD array; S – the indicating laser spot displacement on CCD array.

Magnitude of *S* defines by

$$S = \frac{1}{2}k\left(\sqrt{X_{m2}^2 + Y_{m2}^2} - \sqrt{X_{m1}^2 + Y_{m1}^2}\right), \qquad (3)$$

where k – size of one pixel, X_m, Y_m– geometric coordinates of the indicating laser spot center before and after displacement (fig.7):

$$X_{m} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} X_{i} , \qquad (4)$$

$$Y_{m} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} Y_{i} \,.$$
 (5)

In the course of computational experiments, it has been established that the displacement of the indicating laser spot in CCD array plane is in the range of $0,2 - 4\mu m$ for sections with 0,2 - 2 m length. The laser spot positioning the on CCD array plane can be defined with accuracy up to 0,01 of pixel size [27]. Therefore, the dilatometer makes it possible to determine the CTE of the CRFP square hollow sections within a length range from 0,2 m to 1,5 m by use of the CCD array plane to the movable rack allows increase accuracy of the CTE determination, since it leads to a proportional increase of the indicating laser spot displacement in the CCD array plane.



Fig.7. Geometric center (a) and displacement (b) of the indicating laser spot

Conclusion

The results obtained in the analytical and experimental studies confirmed the operability of the developed dilatometer. The accuracy of determining the CTE for a CRFP product for a given dilatometer is comparable to the accuracy of dilatometers based on optical interferometry and digital correlation methods.

Compared to known dilatometers thedeveloped device provides information on the integrated thermal deformation of a CM parts. It provides possibility to improve the quality of aerospace equipment by sorting out components that do not meet the design requirements at the premanufacturing stage. Thus, the reliability of aerospace products, production process efficiency and external competitiveness may be increased. It would be helpful to use the developed dilatometer for the fine-tuning of CM manufacturing technologies for aerospace products with extreme thermostability requirements such as space telescopes and antennas.

Taking in to consideration the high dependence of CRFP thermal deformation on the moisture saturation, it is worthwhile to use the developed dilatometer as a tool for examining deviations in mechanical properties of the structural components during a climatic test.

During the follow-up study it is planned to rerate the CTE determination accuracy under the influence of such parameters as:

- the environment parameters (temperature, pressure, humidity),

- the image compression ratio,

- the image quantization bit rate and quantization noise.

References

1. MarketsandMarkets. Composites Market by Fiber Type (Glass, Carbon), Resin Type (Thermoset, Thermoplastic), Manufacturing Process (Layup, Filament Winding, Pultrusion), Application (Transportation, Aerospace & Defense, Wind Energy).at: <u>https://www.marketsandmarkets.com/Market-Reports/composite-market-</u> 200051282.html(accessed 23.12.2018).

2. The Use of composites in aerospace: Past, present and future challenges/ Dr. Faye Smith //Avalon Consultancy Services Ltd., 2013.Accessed August 23, 2018. Availableat: <u>https://avaloncsl.files.wordpress.com/2013/01/avalon-the-use-of-</u> <u>composites-in-aerospace-v2.pdf</u>(accessed 23.12.2018).

3. Troitskiy, V.A., Karmanov, M. N., Troitskaya, N. V.Nerarzrushayushchiykontrol'kachestvakompozitsionnychmaterialov[Non-destructivetestingofcompositematerialquality]

Technicheskayadiagnostikainerazrushayushchiy control— *Techical Diagnostics and Nondestructive Testing*, 2014, no. 3, pp. 29-33. Availableat: <u>http://www.usndt.com.ua/documents/Troitskiy_publications/Troitskiy_tdnk2014_03.pdf</u> (accessed 23.12.2018) (In Russian).

4. GaydachukA.V., GaydachukV.Y., KondratjyevA.V., KovalenkoV.A., KirichenkoV.V., PotapovA.M. *Metodologiya razrabotki effektivnykh konstruktivnotekhnologicheskikh resheniy kompozitnykh agregatov raketno-kosmicheskoy techniki. T.1. Sozdaniye agregatov raketno-kosmicheskoy techniki reglamentirovannogo kachestva iz polimernykh kompozitsionnykh materialov* [Methodology for the development of effective design and technological solutions for composite aggregates of rocket and space technology. Vol 1. Creation of aggregates of rocket-space equipment of regulated quality from polymer composite materials]. Kharkov, NAU KhAI Publ., 2016. – 263 p. (in Russian).

5. Testoedov, N. A., DvirniyG. V., PermyakovM.Yu. Opredelenie velichiny temperaturnoy deformatcii razmerostabilnych reflectorov [Temperature deformation value definition of size stable reflectors] *Sibirskiyzhurnalnauki I technologiy— Siberian Journal of Science and Technology*, 2011, no. 2 (35), pp.67-71.Accessed

August 23, 2018. Available at: <u>https://cyberleninka.ru/article/n/opredelenie-velichiny-temperaturnoy-deformatsii-razmerostabilnyh-reflektorov</u> (accessed 23.12.2018) (In Russian).

6. GOST R 56466-2015 Sistemy kosmicheskie. Metody ispytaniy materialov. opredeleniya temperaturnogo koeffitsienta lineynogo Metod rasshireniva kompozitsionnykh materialov pri vysokikh temperaturakh [State standard R 56466-2015. Space systems. Materials test methods. Method of determining the linear thermal expansion coefficients composites at high temperatures]. Moscow, Standartinform Publ., 2015. 11 Available p. at: http://docs.cntd.ru/document/1200121472(accessed 23.12.2018) (In Russian).

7. *TA Instruments: Dilatometry*. Available at: <u>http://www.tainstruments.com/wp-content/uploads/DIL_806.pdf</u>(accessed 23.12.2018).

8. *DIL 402 Expedis Select & Supreme*. Available at: <u>https://www.netzsch-thermal-analysis.com/us/products-solutions/dilatometry/dil-402-expedis-select-supreme/(accessed 23.12.2018).</u>

at:

9. Dilatometry. Available

http://www.ipcms.unistra.fr/?page_id=12077&lang=en (accessed 23.12.2018).

10. *LINSEIS Laser Dilatometer Pico - series 0,3nm*. Available at: <u>https://www.linseis.com/fileadmin/_migrated/content_uploads/LASER_DIL_ENG_N</u> <u>ET_03.pdf</u> (accessed 23.12.2018).

11. Accessories for Dilatometers and Thermomechanical Analyzers. Sample Holders, Spare Parts and Calibration Materials. Available at: https://dcyd0ggl1hia3.cloudfront.net/media/thermal-

analysis/Accessories_Catalogue/Accessories_DIL_TMA_E.pdf?1494949984&Policy=e yJTdGF0ZW11bnQiOlt71IJlc291cmNIIjoiaHR0cHM6XC9cL2RjeWQwZ2dsMWhpYT MuY2xvdWRmcm9udC5uZXRcL211ZGlhXC90aGVybWFsLWFuYWx5c21zXC9BY2 Nlc3Nvcmllc19DYXRhbG9ndWVcL0FjY2Vzc29yaWVzX0RJTF9UTUFfRS5wZGY ~MTQ5NDk0OTk4NCIsIkNvbmRpdGlvbiI6eyJEYXRITGVzc1RoYW4iOnsiQVdTOk Vwb2NoVGltZSI6MTUzNTIwMzk0OH19fV19&Signature=egyTm2PskCgoR1wXES RbkIkKH3I8xXkRGTybInKgJdyiL-YehcE-i5ejqv8RRM206rLWQfPaOa00aOBv0OtiFdsefPbXJtumnb~ptn-

aR2HfUU3WlJYIfkUATMRDjzAVd11kyGkSe1Wa0Fn02iNrnI29nGi-

<u>4YijzqKh4B1a8M_&Key-Pair-Id=APKAIBNUHYIJDHQEJVRQ</u> (accessed 23.12.2018).

12. AnanevV. V., Testoedov N. A., Dvirny G. V., Dvirny V. V. Izmerenie pretsizionnykh konstruktsiy KA v termovakuumnykh usloviyakh [Measurement precision structures KA in the thermal vacuum conditions] *Nauchniy zhurnal NRU ITMO. Seriya "Kholodilnaya tekhnika i conditsionirovanie"*—*Scientific Journal NRU ITMO. Series "Refrigeration and Air Conditioning"*, 2014, no. 1.Available at:<u>https://cyberleninka.ru/article/v/izmerenie-pretsizionnyh-konstruktsiy-ka-v-</u>termovakuumnyh-usloviyah(accessed 23.12.2018)(In Russian).

13. Freidman, A.L., Popkov, S.I., Semenov, S.V., Turchin P. P.A Capacitive Dilatometer for Measuring the Magnetostriction, Piezoelectric Effect and Linear

Thermal-Expansion Coefficient. *ISSN 1063-7850, Technical Physics Letters*, 2018, Vol. 44, no. 2, pp. 123-125. DOI: 10.1134/S1063785018020074

14. Startsev, V. O. Avtomatizirovanniv lineiniv dilatometr dlya issledovaniya polimernykh kompozitsionnykh materialov. Avtoreferat dissertacii na soiskanie kandidata fiziko-matematicheskikh nauk. uchenov stepeni [Automatedlinear composites.AbstractofaPhDthesisinphysicsdilatometer for studying polymer 2009. Available mathscience]. Barnaul, 24 p. at:http://fizmathim.com/read/312798/a#?page=1(accessed 23.12.2018)(In Russian).

15. Tatarin, V. Ya. Yemnisniy dilatometr dlyavy miryuvannya koeffitsientiv liniynogo termichnogo rozshirennya v shirokomu diapazoni temperatur. [Capacitance dilatometer for measuring of linear thermal expansion over wide temperature range]. *Elektrotekhnicheskie i komp'yuternye sistemy—Electrotechnic and Computer Systems*, 2015, no. 18 (94), pp. 100 – 104.Available at: <u>http://nbuv.gov.ua/UJRN/etks_2015_18_20</u> (accessed 23.12.2018)(In Ukrainian).

16. ASTM D696 - 16 Standard Test Method for Coefficient of Linear Thermal

17. Expansion of Plastics Between -300C and 300C with a Vitreous Silica Dilatometer. Availableat:<u>https://reference.globalspec.com/standard/3860757/astm-d696-16(accessed 23.12.2018).</u>

18. ASTM E831 - 14 Standard Test Method for Linear Thermal Expansion of Solid Materials by Thermomechanical Analysis. Available at: http://www.eyoungindustry.com/uploadfile/file/20161225/20161225125429 25970.pdf(accessed 23.12.2018).

19. ASTM E228 - 17 Test Method for Linear Thermal Expansion of Solid Materials Witha Push-Rod Dilatometer. Available at: https://www.techstreet.com/standards/astm-e228-17?product_id=1950080 (accessed 23.12.2018).

20. ASTM E289 - 17Standard Test Method for Linear Thermal Expansion of Rigid Solids With Interferometry. Available at: https://www.astm.org/Standards/E289.htm (accessed 23.12.2018).

21. GOST R54253 - 2010. Materialy uglerodnye. Metod opredeleniya temperaturnogo koeffitsienta lineynogo rasshireniya. [State Standard R 54253 – 2010. Carbon materials. Test method for liner thermal expansion coefficient]. Moscow, Standartinform Publ., 2013. 13 p. Available at: http://docs.cntd.ru/document/1200084209(accessed 23.12.2018) (In Russian).

22. GOST R 56466 - 2015.Sistemy kosmicheskie. Metody ispytaniy materialov. Metod opredeleniya temperaturnogo koefficienta lineynogo rasshireniya kompozitsionnykh materialov pri vysokikh temperaturakh. [State Standard R 56466 – 2015. Space systems. Materials test methods. Method of determining the linear thermal expansion coefficient of composites at high temperatures].Moscow, StandartinformPubl., 2015. – 7 p. Available at: <u>https://allgosts.ru/49/025/gost r 56466-</u> 2015.pdf (accessed 23.12.2018)(In Russian).

23. GOSTR 57708–2017. Compozity polimernye. Metod opredeleniya lineynogo teplovogo rasshireniya pri pomoshchi dilatometra s tolkatelem [State Standard R 57708 – 2017.Polymercomposites. Method for determination of linear thermel expansion with a push-rod dilatometer].Moscow, Standartinform Publ., 2017. 16 p.Availableat: <u>http://docs.cntd.ru/document/1200147090</u>(accessed 23.12.2018)(In Russian).

24. Kruglov, A. B., Kruglov, V. B., Osintsev, A. V. Izmerenie termicheskogo koefficienta lineynogo rasshireniya na spekl-interferentsionnom dilatometre. [Measurement of thethermal coefficient of linear expansion on a speckle-interferometric dilatometer]. *Priboryitekhnikaeksperimenta – Instruments and Experimantal Techniques*, 2016, Vol. 59, no.1, pp. 156-158.DOI:10.7868/S0032816216010067.

25. Montanini, R., Freni, F. A new method for the determination of the coefficient of thermal expansion of solid materials. *11th International Conference on Quantitative InfraRed Thermography*, *11-14 June 2012*, *Naples Italy*. Available at: <u>http://qirt.org/archives/qirt2012doi/papers/QIRT-2012-175.pdf</u> (accessed 23.12.2018).

26. Ahmed, A., Tavakol, B., Das, R., Joven, R., Roozbehjavan, P., Minaie, B. Study of thermal expansion in carbon fiberreinforced polymer composites. *International SAMPE Technical Conference*, 2012. Available at: https://www.researchgate.net/profile/Ronald_Joven/publication/287790330_Study_of_thermal_expansion_in_carbon_fiberreinforced_polymer_composites/links/56c32770 08ae8a6fab59efc5/Study-of-thermal-expansion-in-carbon-fiberreinforced-polymer-composites.pdf(accessed 23.12.2018).

27. Chengzhi Dong, Kai Li, Yuxi Jiang, Dwayne Arola, Dongsheng Zhang.Evaluation of thermal expansion coefficient of carbon fiber reinforced composites using electronic speckle interferometry.*Optics Express*, 2018,Vol. 26, <u>Issue 1</u>, pp. 531-543. Available at: <u>https://www.osapublishing.org/DirectPDFAccess/422F0DB8-FB61-4638-296A05B7FF665A63_380577/oe-26-1-</u>

<u>531.pdf?da=1&id=380577&seq=0&mobile=no</u> (accessed 23.12.2018).

28. Panin, S. V., Lyubutin P. S., Titkov, V. V. *Analiz izobrazheniy v opticheskom metode otsenki deformatsii* [Image analysis in optical method of the deformation evaluation]. Novosibirsk, Publishing House SB RAS, 2017. 288 p. ISBN 978-5-7692-1545-2. Available at: <u>http://www.rfbr.ru/rffi/ru/books/o_2052936#1</u> (accessed 23.12.2018).

Надійшла до редколегії 20.09.2019

УДК 519.6

И. Д. Дубровский, В. Л. Бучарский

Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара

МЕТОД ПОСТАНОВКИ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ ПРИ ЧИСЛЕННОМ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ГАЗОДИНАМИКИ В ОБЛАСТЯХ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ

Розглянуто питання постановки граничних умов при двовимірній надзвуковій течиї газу в доступних формах. Запропоновано альтернативний метод постановки граничних умов на поверхні тіл. Наведено та проаналізовано результати розрахунку задач про відбиття ударної хвилі від плоскої стінки за Махом і потоку продуктів згоряння у соплі рідинного ракетного двигуна з використанням запропонованого метода. Зроблено висновок про можливість застосування нового методу в подальших розрахунках.

Ключові слова: граничні умови, газова динаміка, чисельні методи.

Рассмотрен вопрос постановки граничных условий при двумерном сверхзвуковом течении газа в областях сложной формы. Предложен альтернативный метод постановки граничных условий на поверхности тел. Приведены и проанализированы результаты расчета задач о Маховском отражении ударной волны от плоской стенки и течении продуктов сгорания в сопле жидкостного ракетного двигателя с помощью предлагаемого метода. Сделан вывод о возможности применения нового метода в дальнейших расчетах.

Ключевые слова: граничные условия, газовая динамика, численные методы.

The question of setting boundary conditions for a two-dimensional supersonic gas flow in accessible forms is considered. An alternative method of setting boundary conditions on the body surface is proposed. The results of the calculation of double Mach reflection of a shock wave from a flat wall and the gas flow inside of liquid-propellant rocket engine using alternative method are presented and analyzed. The conclusion about the possibility of applying the new method in further calculations is made.

Keywords: boundary conditions, gas dynamics, numerical methods.

Вступление. Современная вычислительная гидрогазодинамика благодаря стремительному развитию компьютерных технологий позволяет решать задачи практически любой сложности и, как следствие, получать параметры потока любых течений для объектов произвольной формы. Однако при увеличении сложности геометрии существенно возрастает время, требуемое для решения поставленной задачи. Одной из причин этого является необходимость учета криволинейных границ объекта. Это приводит к применению громоздких преобразований систем координат для отображений физической области на вычислительную либо к использованию нерегулярных неструктурированных сеток [1].

[©] Дубровский И. Д., Бучарский В. Л., 2019

В общем случае постановку граничных условий на поверхности тел произвольной формы при решении задач газодинамики с помощью метода конечного объема можно разделить по применяемому способу построения сетки на две группы:

1. Использование сеток из структурированных, неструктурированных элементов, в которых границы конечных объемов совпадают с границами расчетной области и в общем случае непараллельны осям декартовой прямоугольной системы координат [2];

2. Использование дробных ячеек (при этом конечные объемы есть прямоугольники с границами, параллельными координатным осям, а границы области проходят внутри конечных объемов).

Достоинством методов первой группы является совпадение границ рассматриваемого твердого тела в физической области и расчетной сетки. Однако в результате такого подхода существенно усложняется расчет потоков на границах конечных объемов, поскольку эти потоки будут комбинацией потоков в декартовой системе координат.

С другой стороны, применение дробных ячеек в декартовой системе координат позволяет избавиться от данного недостатка, но, в свою очередь, приводит к необходимости использования в вычислениях малых чисел Куранта [3] в связи с дроблением конечного объема на мелкие части.

Таким образом, для упрощения вычислений на границах расчетной области необходимо применение альтернативного метода постановки граничных условий на твердой поверхности, который объединял бы достоинства и исключал недостатки вышеперечисленных стандартных методов.

Постановка задачи. Целью данной работы является рассмотрение нового способа постановки граничных условий на твердой стенке при решении системы уравнений законов сохранения сплошной среды методом конечного объема в областях сложной формы с использованием регулярных прямоугольных сеток в декартовой ортогональной системе координат, а также проверка возможности его использования в практических задачах.

Математическая модель. Для математического описания процессов сверхзвукового течения газа в качестве основной расчетной модели была выбрана модель идеального сжимаемого газа, описываемая интегральными уравнениями Эйлера в интегральной форме в двумерной постановке и замыкаемая уравнением состояния [4]. Для удобства проведения расчетов эти уравнения были записаны в векторной форме:

$$\frac{d}{dt} \int_{V} \boldsymbol{U} dt + \oint_{S} (\boldsymbol{F}(\boldsymbol{U}) + \boldsymbol{G}(\boldsymbol{U})) dS = 0$$

$$\boldsymbol{U} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{pmatrix}, \quad \boldsymbol{F} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^{2} + p \\ \rho v u \\ \rho H u \end{pmatrix}, \quad \boldsymbol{G} = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho u v \\ \rho v^{2} + p \\ \rho H v \end{pmatrix},$$

где: ρ – плотность, p – давление, u – компонента скорости по оси ОХ, v – компонента скорости по оси ОҮ, E – удельная полная энергия, H – удельная полная энтальпия.

Принято разделять следующие виды граничных условий в задачах сверхзвуковой газодинамики [5]:

1. Вход. Задаются три параметра потока, как функции от координаты.

2. Выход. Параметры на выходе вычисляются либо с помощью экстраполяции, либо с использованием следующего соотношения:

$$\frac{d\phi}{dn} = 0;$$

где: ϕ – некоторый параметр потока, производная берется по нормали к границе.

3. Свободная граница. Параметры потока вычисляются по вышеприведенной формуле, либо также с помощью экстраполяции.

4. Твердая стенка. В случае невязкого потока применяются условия скольжения для скорости на поверхности тела:

$$\frac{d\vec{V}_{\tau}}{d\tau} = 0, \ \vec{V}_n = 0;$$

где: V – скорость потока, τ – касательное к поверхности направление, *n*-нормальное направление.

Для вязкого потока используются условия прилипания:

$$\vec{V}_{\tau} = 0, \ \vec{V}_n = 0;$$

5. Ось симметрии. Параметры потока вычисляются по следующим соотношениям:

$$\frac{d\phi}{dn} = 0, \ \frac{d\vec{V}_{\tau}}{d\tau} = 0, \ \vec{V}_n = 0;$$

где т – касательное к оси симметрии направление, *n*- нормальное направление.

В проведенных в работе вычислениях применялись соотношения на входе, выходе, свободной границе, оси симметрии и на твердой стенке для невязкого потока.

Метод решения уравнений математической модели. Для интегрирования системы уравнений применялся метод конечных объемов, состоящий из следующих последовательных этапов:

1. Реконструкция параметров потока на границах конечного объема по их средним по конечному объему значениям.

2. Решение задачи о распаде разрыва на границах конечного объема и вычисление потоков через границы конечного объема.

3. Интегрирование по времени.

Решение системы уравнений математической модели в рассматриваемых задачах осуществлялось в декартовой системе координат. Расчетная область была равномерно разбита прямоугольными конечными объемами с длинами граней Δx иΔy по осям ОХ и ОУ соответственно. На этапе реконструкции использовались кусочно-постоянные функции. Задача о распаде разрыва решалась приближенно по соотношениям Лакса-Фридрихса [6]. По полученным значениям потоков на границах конечных объемов проводилось интегрирование по времени для векторного уравнения, записанного в следующем виде, с помощью явного метода Эйлера [7]:

 $\frac{\partial \widetilde{\boldsymbol{\mathcal{U}}}_{i,j}}{\partial t} = -\left(\frac{1}{\Delta x} \left(\boldsymbol{\mathcal{F}}_{i+\frac{1}{2},j} - \boldsymbol{\mathcal{F}}_{i-\frac{1}{2},j}\right) + \frac{1}{\Delta y} \left(\boldsymbol{\mathcal{G}}_{i,j+\frac{1}{2}} - \boldsymbol{\mathcal{G}}_{i,j-\frac{1}{2}}\right)\right)$

Метод постановки граничных условий. Особенностью предлагаемого метода постановки граничных условий является их учет на этапе реконструкции. Суть этого заключается в коррекции вычисляемых потоков на границах конечных объемов, через которые проходят границы расчетной области, таким образом, чтобы, при выбранной реконструкции параметров потока, на линии границы внутри конечного объема выполнялись заданные граничные условия.

Рассмотрим последовательность действий, выполняемых при постановке граничных условий предлагаемым способом. Для начала выделим из расчетной области конечный объем, содержащий внутри себя границу раздела твердого тела и газового потока. В той части ячейки, которая содержит стенку, введем фиктивный газовый поток с такими параметрами, чтобы удовлетворялись условия скольжения на границе между стенкой и газом. Исходя из этого, получим, что весь конечных объем наполнен газовой средой, а влияние стенки учитывается за счет параметров фиктивного газового потока, для определения которых применяется следующая последовательность вычислений на этапе реконструкции:



Рис. 1. Схема введения «фиктивного» потока

1. Так как реконструкция выполняется кусочно-постоянными функциями, значения плотности и давления принимаются постоянными по всему конечному объему.

2. Осуществляется переход к локальной системе координат $(\vec{\tau}, \vec{n})$, связанной с поверхностью тела.

3. Определяются скорости в фиктивной области в соответствии с применяемым типом граничных условий по следующим формулам:

$$\vec{V_{\tau}} = \vec{V_{\tau}}, \vec{V_n} = -\vec{V_n}$$

где $\vec{v_{\tau}}, \vec{v_{\tau}}$ – касательные компоненты фиктивного и основного газовых потоков соответственно, $\vec{v_n}, \vec{v_n}$ – нормальные компоненты фиктивного и основного газовых потоков соответственно, \vec{v}, \vec{v} - абсолютные скорости фиктивного и основного и основного газового потока.

4. Выполняется переход к глобальной системе координат $(\vec{e_x}, \vec{e_y}),$

5. Определяются декартовы компоненты скорости в области фиктивного газового потока.

6. Проводится осреднение между скоростями фиктивного и основного газовых потоков по граням конечного объема.

На этом этапе постановка граничных условий завершается и можно переходить к следующему пункту вычислений – решению задачи о распаде разрыва, зная значения скорректированных по осредненным скоростям потоков по граням конечного объема.

Таким образом, в результате выполненных действий все конечные объемы, содержащие границу раздела расчетной области, в дальнейших вычислениях будут рассматриваться как целые, неделимые, так как влияние границ расчетной области учитывалось на этапе реконструкции. Отсюда следуют два преимущества рассматриваемого метода:

1. Расчет ведется в декартовой системе координат – на каждой грани конечного объема необходимо вычислять только 1 поток.

2. Вследствие целостности конечного объема не нужно использовать малые числа Куранта.

Результаты и их обсуждение. Для подтверждения корректности предлагаемого способа постановки граничных условий были решены две тестовые задачи. Везде использовалась регулярная прямоугольная сетка с постоянными по осям шагами. Были решены нестационарная задача о Маховском отражении ударной волны, набегающей на плоскую поверхность, и задача о стационарном течении продуктов сгорания в сопле жидкостного ракетного двигателя. Решение каждой из задач состояло из двух этапов, результаты которых сравнивались между собой:

1. Решение при традиционных способах постановки граничных условий.

2. Решение при предлагаемом способе постановки граничных условий.



Рис. 2. Постановка задачи о Маховском отражении при традиционном способе вычисления граничных условий





Исходные данные для задачи о Маховском отражении были взяты из статьи [8] для обоих этапов вычислений, однако во втором случае физическая область задачи была повернута на 30° против часовой стрелки.

В первой задаче вычисления проводились при одинаковом числе Куранта и до определенного в [8] времени. Во второй задаче – до установления.

Результаты вычислений представлены в первой задаче в виде градиентов плотности в расчетной области и основных геометрических размеров возмущенной зоны, во второй задаче – в виде градиента плотности газового потока в сопле ракетного двигателя. Расхождение в первой задаче оценивалось путем сравнения геометрических размеров области образовавшейся возмущенной зоны, а также величины плотности в характерных точках области (A, Б, B, Г, O) и вычислялось по максимальным относительным погрешностям.

Анализ полученных результатов позволяет судить о хорошем качественном и приемлемом количественном согласовании, как для реконструкции первого порядка точности, для обоих вариантов тестовых задач.



Рис. 4. Градиент плотности в первой задаче при традиционной постановке граничных условий

Рис. 5. Градиент плотности в первой задаче при новой постановке граничных условий

Таблица 1

Расхождение по форме области в первой задаче

			, ,
Длина	OA	$ A\Gamma $	Б В
Вариант 1	0.253	2.000	0.416
Вариант 2	0.251	2.014	0.404
%	0.792	0.700	2.893

Таблица 2

Расхождение по величине плотности в первой задаче

ρ	0	А	Б	В	Γ
Вариант 1	7.319	5.063	15.220	11.355	11.527
Вариант 2	7.517	4.843	15.176	11.742	11.684
%	2.643	4.332	0.288	3.300	1.339



Рис. 6. Градиент плотности во второй задаче при новой постановке граничных условий. Расчетная сетка -80х80 конечных объемов

Выводы. В данной работе предложен альтернативный метод постановки граничных условий для задач газодинамики в областях сложной геометрической формы. Он позволяет избавиться от недостатков известных способов постановки граничных условий, в свою очередь, показывает приемлемую сходимость с ними при решении тестовых задач. Дальнейшее развитие описываемого метода предполагается осуществлять в сторону его обобщения на методы высоких порядков точности.

Библиографические ссылки

1. Андерсон Д. Вычислительная гидромеханика и теплообмен. Пер. с англ. В 2-х т. Т. 1. / Д. Андерсон, Дж. Таннехил, Р. Плетчер. – М: Мир, 1990. 384 с.

2. Moukalled F., L. Mangani, M. Darwish. The finite volume method in computational fluid dynamics. An advanced introduction with OpenFOAM and Matlab / F. Moukalled, L. Mangani, M. Darwish// Fluid Mechanics And Its Application, Springer, 2015. – Vol. 133, p. 798.

3. Suli E. An Introduction to Numerical Analysis / E. Suli, D. Mayers. — Cambridge: Cambridge University Press. – 2003. – P. 444.

4. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. / Л. Г. Лойцянский. – М: Дрофа, 2003. 840 с.

5. Blazek J. Computational fluid dynamics: principles and applications/ J. Blazek. – Oxford:Elseveir, 2007. p. 491.

6. Toro E. F. Riemann solvers and numerical methods for fluid dynamic/ E. F. Toro. – Springer-Verlag. – 1999. – P. 686.

7. Калиткин Н.Н. Численные методы / Н.Н. Калиткин.– М: Наука, 1978. — 512 с.

8. Woodward P. The numerical simulation of two-dimensional fluid flow with strong shocks/ P. Woodward, P. Colella //Journal Of Computational Physics. -1984. -V. 54. -P. 115-173.

Надійшла до редколегії 30.10.2019 р.

УДК 620.165.29.05

О.Г. Забірний, О.Т.Кудрєватих, Н.О. Куінн

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

ПРИСТРІЙ ДЛЯ ЕКСПРЕС-КОНТРОЛЮ ГЕРМЕТИЧНОСТІ ПАЛИВНИХ БАКІВ РІДИННИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ

Розроблена конструкція пристрою, призначеного для експрес-контролю герметичності паливних баків рідинних ракетних двигунів методом кореляційної спекл-інтерферометрії. Здійснено моделювання вигину сенсорної мембрани, за результатами якого визначено, що чутливість пристрою є порівняною із чутливістю масс-спектрометричних пристроїв пошуку течі.

Ключові слова: контроль герметичності, паливний бак, спекл-інтерферометрія, кореляція зображень.

Разработана конструкция устройства, предназначенного для экспресс-контроля герметичности топливных баков жидкостных ракетних двигателей методом корреляционной спекл-интерферометрии. Проведено моделирование изгиба сенсорной мембраны, в результате которого установлено, что чувствительность устройства сравнима с чувствительностью масс-спектрометрических течеискателей.

Ключевые слова: контроль герметичности, топливный бак, спеклинтерферометрия, корреляция изображений.

The design of a leak detector for express control of the fuel tank for liquid propellent rocket engine based on correlation speckle interferometry has been developed. Computer simulation of the sensor membrane shows that the sensitivity of the device is comparable to that of mass spectrometric leak detectors.

Keywords: leak detector, fuel tank, speckle interferometry, image correlation.

Вступ. Герметичність паливних баків значною мірою відповідає за надійність ракетно-космічної техніки. Наявність витоку компонентів рідинного палива являє собою загрозу на етапі пуску ракети, а також в умовах транспортування та зберігання і підготовки до пуску на стартовому комплексі. Таким чином, актуальною є задача створення надійних методів і пристроїв для контролю герметичності паливних баків.

Аналіз існуючих рішень. Існуючі методи контролю герметичності класифікуються за різними ознаками. По-перше, існує класифікація за типом пробної речовини, яка використовується для контролю герметичності – рідина або газова суміш. Інший підхід до класифікації методів контролю герметичності викладений у звіті з експерименту LASRE NASA [1]. Згідно цього підходу методи контролю герметичності можна поділити на дві основні групи – системні та локальні (табл.1). Методи, що відносяться до першої групи, дозволяють визначити наявність порушення герметичності і оцінити ступінь

[©] Забірний О.Г., Кудрєватих О.Т., Куінн Н.О., 2019

негерметичності за обсягом і швидкістю витікання пробної речовини. Методи другої групи дозволяють локалізувати ділянку, яка спричинює порушення герметичності, але не завжди дозволяють кількісно оцінити ступінь негерметичності.

Таблиця 1

Метод	Суть методу	Найменша
		величина
		течі
		мбар∙п/с
		moup m'e
Си	истемні методи – визначення сумарної негерметичності	
Манометричний	Реєстрація зміни тиску у випробувальній системі	10 ⁻²
1	внаслілок течі	
Вакууметричний	Реєстрація зміни тиску або складу газового середовища у	10^{-2}
	вакуумній камері внаслідок натікання	
	Покалиці визначення місня тені	
	локальні – визначення місця течі	
Гідростатичні	Створення тиску рідини (води) в порожнині об'єкта	$10^{-3} - 10^{-5}$
випробування	контролю	
		10-3 10-5
Катарометричний	Виявлення речовин, що витікають внаслідок порушення	$10^{\circ} - 10^{\circ}$
	герметичності, за їх різницею теплопровідності	
Хімічний	Ресстрація пробних речовин, що проникають через течі.	$10^{-2} - 10^{-3}$
	за наявністю ефекту хімічних реакцій із інликаторною	
	речовиною	
Газова	Виявлення витоку пробної речовини за результатами	10-4
хроматографія	спектрального аналізу середовища	
H V		10-3 10-4
Пухирковии метод	Виявлення пухирів прооного газу, що проникає через течі	$10^{\circ} - 10^{\circ}$
	при зануренні об'єкта контролю у рідину або покритті	
	його плівкою, здатною створювати бульбашки	
Акустичний	Пошук акустичних хвиль що збулжуються у середовищі	10 ⁻²
(ультразвуковий)	внаспілок витікання пробних речовин через течі	10
(ультразвуковии)	виделидок витикания прооних ретовин терез те н	
Галогенний	Пошук проникнення через течі пробної речовини за	10-7
	збільшенням емісії іонів з металевої поверхні при	
	потраплянні на неї галогену	
D · · · · · · · · · · · · · · · · · · ·		10-9 10-12
Радіоізотопний	Об'єкти контролю протягом деякого часу витримуються в	$10^{7} - 10^{12}$
метод	атмосфері радіоактивного газу. Після видалення	
	радіоактивного газу й ретельного очищення поверхні від	
	радіоактивних забруднень випромінюючими залишаються	
	лише негерметичні об'єкти	
Langenerimum Y	Decompania nagpuosti internetto prese por cosis of	10-7
т азоаналттичний	гесстрація наявності індикаторних речовин (газів або	10
	парів рідин), що проникають крізь ділянки порушення	

Основні методи контролю герметичності

метод	герметичності	
Мас- спектрометричний	Виділення та реєстрація пробної речовини, що проникає через течі, шляхом розділення іонів різних газів за співвідношенням маса/заряд	до 10 ⁻¹²

Слід відзначити, ЩО найбільш поширеним методом контролю герметичності паливних баків в авіаційній та ракетно-космічні галузі є масспектрометричний метод із застосуванням у якості пробної речовини гелію. Це пояснюється високою чутливістю методу, а також властивостями гелію – його нетоксичністю, інертністю, вибухобезпечністю, хімічною низькою концентрацією у повітрі (приблизно 5.10-4 %).

Основні проблеми при використанні мас-спектрометричного методу – висока вартість обладнання, складність і високі вимоги до точності процедури калібрування обладнання, залежність часу відгуку детектора течі від способу підключення мас-спектрометра до системи навантаження об'єкта, об'єму об'єкта контролю та швидкості подачі тиску, поступове зменшення чутливості обладнання внаслідок накопичення пробної речовини в компонентах обладнання. Крім того, слід відзначити, що оскільки цей метод є локальним, то існує можливість того, що величина локальної течі знаходиться у допустимих межах, але сумарна ступінь негерметичності при цьому є вищою за допустиму [2].

Активний розвиток обчислювальної техніки та цифрових пристроїв реєстрації зображення обумовив підвищений інтерес до впровадження оптичних методів контролю у виробництві високотехнологічних об'єктів авіаційної та ракетно-космічної техніки. Особливо активно розвиваються на даний час оптичні методи високої роздільної здатності – ширографія, голографічна та спекл-інтерферометрія, метод цифрової кореляції зображень. літературних показує, Аналіз джерел що дані методи можуть використовуватися також для контролю якості виготовлення та герметичності баків [3, 4].

У роботі [4] представлений мембранний манометр, який складається із двох основних блоків – випробувальної камери з сенсорною мембраною і спекл-інтерферометра, який забезпечує реєстрацію зображення сенсорної мембрани протягом часу контролю. Визначення ступеню герметичності здійснюється методом електронної спекл-інтерферометрії. Показано, що при застосуванні мембрани із високопружнього матеріалу (модулі пружності Е = 2,1 МПа) товщиною 0,05 мм можна за допомогою методу електронної спекл-інтерферометрії визначати падіння тиску внаслідок порушення герметичності до 10⁻⁹ Па.

Метод електронної спекл-інтерферометрії передбачає отримання цифрових зображень поверхні об'єкта контролю у двох різних станах, які відрізняються величиною навантаження на об'єкт контролю, при цьому для кожного стану об'єкта необхідно зробити декілька знімків, які будуть

відрізнятися один від одного фазовим зсувом опорного променя. Такий фазовий зсув забезпечується використанням високоточного механізму керування дзеркалом системи формування опорного променю спекл-інтерферометра, що обумовлює його високу вартість. Слід зазначити, що за наявності високого ступеню негерметичності деформація сенсорної мембрани у проміжки часу між здійсненням фазового зсуву опорного променя буде призводити до зменшення точності і достовірності результатів контролю. Крім того, розміщення сенсорного елементу та цифрового реєстратора зображення у окремих компонентах призводить до виникнення похибок вимірювань, обумовлених порушенням стабільності умов реєстрації зображення як то зміни загальної освітленості. наявність вібрацій та температурних флуктуацій y навколишньому середовищі.

Задача роботи – зменшення чутливості пристрою для експрес-контролю герметичності на основі методу спекл-інтерферометрії до впливу негативних факторів.

Матеріали і методи. Для реалізації поставленої мети запропоновано використати метод кореляційної спекл-інтерферометрії. Моделювання конструкції та роботи пристрою здійснювалося в середовищі Simulation SolidWorks.

Результати дослідження. Для усунення впливу негативних факторів запропонована нова конструкція пристрою для експрес-контролю герметичності на основі методу кореляційної спекл-інтерферометрії (рис.1).



Рис. 1. Загальний вигляд пристрою для експрес-контролю герметичності паливних баків:

 сенсорна мембрана; 2 – контрольна камера; 3 – камера порівняння; 4 – штуцери підключення до пневмосистеми навантаження; 5 – джерело лазерного випромінювання; 6 – цифровий реєстратор зображення

Основний сенсорний елемент пристрою – мембрана 1 із еластичного матеріалу з високим модулем пружності – розміщується в герметичному корпусі пристрою і являє собою одночасно перетин між двома камерами – контрольною 2 і камерою порівняння 3. Обидві камери через штуцери 4
підключені до пневмосистеми для експрес-контролю герметичності баку (рис.2). Вхід контрольної камери 2 залишається відчиненим в ході випробувань, а вхід камери порівняння 3 зачиняється до початку випробувань. Сенсорна мембрана 1 освітлюється за допомогою джерела лазерного випромінювання 5. Цифровий реєстратор зображення 6 підключається до пристрою обробки інформації.



Рис. 2. Схема пневмосистеми для експрес-контролю герметичності баку: 1 – редуктор; 2,3,4,5,7 - клапани; 6 - дренаж; 8 - сенсорна мембрана

Перед початком випробувань на герметичність паливний бак, а також контрольна та порівняльна камери заповнюються надлишковим тиском згідно технічних умов випробувань. В такому стані здійснюється реєстрація спеклзображення початкового стану сенсорної мембрани.

Після цього клапан входу камери порівняння перекривається і здійснюється відеозапис стану сенсорної мембрани, освітленої когерентним (лазерним) випромінюванням. Контроль герметичності паливного баку відбувається шляхом порівняння у реальному часі вихідного та поточного цифрових зображень сенсорної мембрани. За наявності течі тиск у контрольній камері змінюється, що призводить до деформування сенсорної мембрани, а саме її вигину.

Величина максимального вигину мембрани манометра визначається наступним чином:

$$w = \frac{(P_k - P_0)R^4}{64D},$$
 (1)

де $D = \frac{Eh^2}{12(1-\sigma^2)}$ – циліндрична жорсткість мембрани, P_{κ}, P_0 - поточне та початкове значення тиску відповідно,

E, / - модулі пружності першого та другого роду матеріалу мембрани,<math>R - радіус мембрани, *h* – товщина мембрани.

При цьому зміна тиску $(P_k - P_0)$ у обсязі V об'єкта контролю за час спостереження t характеризує величину інтенсивності течі Q:

$$Q = \frac{V(P_k - P_0)}{t} = \frac{64VD w}{tR^4} = kV\frac{w}{t},$$
 (2)

де *k* – коефіцієнт, що залежить від фізико-механічних характеристик матеріалу мембрани.

Для реєстрації вигину сенсорної мембрани пропонується використати метод кореляційної спекл-інтерферометрії. Вигин мембрани призводить до зміни розподілу яркості спеклів в площині цифрового зображення. Якщо здійснити порівняння зображень шляхом визначення попіксельної різниці інтенсивностей зображення, що відповідає поточному стану мембрани, і зображення початкового (вихідного) стану мембрани, то отримаємо різницеве зображення з полосами, що визначають ступінь корельованості зображень (рис.3).



Рис. 3. Результат порівняння спеклограм поточного стану сенсорної мембрани із початковим (різницеве зображення)

При цьому кількість світлих смуг на різницевому зображенні пов'язана з деформацією (вигином) мембрани:

$$w(1+\cos\gamma) = m\lambda, \qquad (3)$$

де m=1,2,...N – кількість світлих смуг на зображенні, λ – довжина хвилі лазерного випромінювання, γ – кут падіння лазерного променя на поверхню мембрани [5].

Враховуючи, що у даному пристрої =0 інтенсивність течі можна визначити за кількістю смуг, отриманих на різницевому зображенні сенсорної мембрани, наступним чином:

$$Q = k \ V \ m \frac{\lambda}{2t} \ . \tag{4}$$

Шляхом комп'ютерного моделювання в середовищі Simulation SolidWorks отримано модель деформування сенсорної мембрани, виготовленої із натурального каучуку (товщина мембрани 0,05 мм, радіус 35 мм). За результатом моделювання різниця тиску в контрольній та порівняльній камерах $P_k - P_0 = 1,67 \cdot 10^{-7} \Pi a$ призводить до вигину мембрани на 0,993 мкм (рис.4). При цьому на різницевому зображенні мембрани спостерігається 3 світлих смуги. Розрахунок показує, що така зміна тиску відбудеться за 2 хвилини для циліндричного баку обсягом 35 м³ за наявності течі величиною $5 \cdot 10^{-7}$ мбар·л/с. Таким чином, чутливість розробленого пристрою для експресконтролю герметичності паливного баку рідинного ракетного двигуна досягає чутливості мас-спектрометричного методу при суттєвому скороченні витрат на проведення контролю та часу випробувань.



Рис. 4. Модель різницевого зображення для $P_k - P_0 = 1,67 \cdot 10^{-7}$ Па

Висновки. В ході досліджень підтверджена можливість проведення експрес-контролю герметичності паливних баків рідинних ракетних двигунів із використанням методу кореляційної спекл-інтерферометрії. Розроблена модель спекл-інтерферометра для реалізації даного методу характеризується високою чутливістю та захищеністю від впливу зовнішніх факторів. В подальшому передбачається дослідити вплив температурних змін на метрологічні характеристики даного пристрою, також вдосконалити програмне a забезпечення пристрою з метою повної автоматизації процесу контролю.

Бібліографічні посилання

1. Neal Hass, Masashi Mizukami, Bradford A.Neal, Clinton St. John, Robert J Beil, Timothy P.Griffin Propellant Feed System Leak Detection – Lessons Learned From the Linear, Aerospike SR-71 Experiment (LASRE) // NASA – Nov.1999. – 37 P.

2. Rottlander H., Umrath W., Voss G. Fundamentals of leak detection / H.Rottlander, W.Umrath, G.Voss // Leybold GmbH – 2016. – 49 PP. Режим доступу:

<u>https://www.leyboldproducts.com/media/pdf/90/c7/87/Fundamentals_of_Leak_Detec</u> <u>tion_EN.pdf</u> (Дата звернення 05.04.2019)

3. Pagliarulo V., Bianco V., Memmolo P., Distante C., Ruggiero B., Ferraro P. Leaks detection in stainless steel kegs via ESPI / V. Pagliarulo, V. Bianco, P. Memmolo, C. Distante, B. Ruggiero, P.Ferraro // Optics and Lasers in Engineering – Volume 110, November 2018. – P.P. 220-227. DOI: 10.1016/j.optlaseng.2018.06.007 Режим доступу:

<u>https://www.researchgate.net/publication/325995211_Leaks_detection_in_stainless_s</u> <u>teel_kegs_via_ESPI (Дата звернення 05.04.2019)</u>

4. Сохач Ю.В., Кудрєватих О.Т., Рожковський В.Ф., Аліньков О.Л. Патент України 41632 МПК 2009 G01L 7/00 Мембранний манометр вимірювання малого тиску / Ю.В. Сохач, О.Т. Кудрєватих, В.Ф. Рожковський, О.Л.Аліньков // Заявл. 16.02.2009. Заявка № и200901241. Опубл. 25.05.2009, бюл.№10.

5. Горбатенко Б.Б., Рябухо В.П., Гребенюк А.А., Мысина Н.Ю., Контроль микроперемещений цифровой Максимова Л.А. методами голографической и спекл-интерферометрии/ Б.Б.Горбатенко, В.П.Рябухо. А.А.Гребенюк, Н.Ю.Мысина, Л.А.Максимова // Вестник Саратовского государственного техничес-кого университета. - т.4, №1(49), 2010. - с.14-24. https://cyberleninka.ru/article/v/kontrol-mikroperemescheniy-Режим доступу: metodami-tsifrovoy-golograficheskoy-i-spekl-interferometrii (Дата звернення 05.04.2019)

Надійшла до редколегії 24.09.2019

УДК 620.175.2: 669.15

А. В. Кашенкова¹, Н. Е. Калинина², В. Т. Калинин³

¹«ГП «ПО «ЮМЗ имени А. Н. Макарова»;²Днепровский национальный университет им. О. Гончара; ³Национальная металлургическая академия Украины

РАЗРАБОТКА РЕЖИМОВ СВАРКИ ЖАРОПРОЧНОГО НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА INCONEL 718

Для виготовлення деталей і вузлів рідинних ракетних двигунів, певними труднощами при постачанні матеріалів з країн ЄС, на машинобудівних підприємствах України виникла необхідність заміни напівфабрикатів. В першу чергу потрібна заміна листового прокату з ряду сплавів на сплав, який володів би необхідним комплексом фізико-механічних характеристик.

Ключові слова: жароміцний сплав, зварювання, структура, турбонасосний агрегат, зварний шов.

Для изготовления деталей и узлов жидкостных ракетных двигателей, определенными трудностями при поставке материалов из стран EC, на машиностроительных предприятиях Украины возникла необходимость замены полуфабрикатов. В первую очередь требовалась замена листового проката из ряда сплавов на сплав, который обладал бы необходимым комплексом физикомеханических характеристик.

Ключевые слова: жаропрочный сплав, сварка, структура, турбонасосный агрегат, сварной шов.

For the manufacture of parts and assemblies of liquid rocket engines, certain difficulties in the supply of materials from EU countries, at machine-building enterprises of Ukraine, it became necessary to replace semi-finished products. First of all, it was necessary to replace sheet metal from a number of alloys with an alloy that would have the necessary complex of physical and mechanical characteristics.

Keywords: high-temperature alloy, welding, structure, turbopump assembly, weld.

Введение. Для обеспечения требуемых прочностных и эксплуатационных свойств деталей ответственного назначения жидкостных ракетных (ЖРД) двигателей, применяется множество различных сплавов, а также методик их изготовления.

Чаще всего, детали и узлы турбонасосных агрегатов (ТНА) изготавливаются сваркой, поэтому важно подобрать правильное сочетание сплавов для сварного соединения, сварочную проволоку и режим сварки для достижения высокого качества деталей.

Поскольку детали ЖРД и ТНА работают при повышенных температурах порядка 650°С и испытывают ряд напряжений как термических, так и со стороны потоков газа, то для их изготовления выбирают жаропрочные сплавы.

[©] Кашенкова А. В., Калинина Н. Е., Калинин В. Т., 2019

Цель работы. Данная работа проводилась с целью изучения термических воздействий при пайке на сварной шов и для имитации условий изготовления реальных узлов.

Материалы и методы исследования. В данной работе применены для изготовления образцов жаропрочный сплав на никелевой основе Inconel 718 и сплав ХН67МВТЮ (ЭП 202), обладающие требуемыми высокими свойствами при повышенных температурах и довольно часто применяющийся для производства подобных деталей.

Данные сплавы являются дисперсионно упрочняющимися и их требуемые свойства достигаются, как правило, после последующей его термообработки благодаря выделению таких упрочняющих фаз какү' - Ni₃ (Al, Ti, Nb) и ү" - Ni₃Nb. Химический состав сплавов представлен в табл.1.

Таблица 1

Сплар	Заготовка	Химический состав, % масс													
Сплав		С	Mn	Si	S	Р	Cr	Ni	Ti	Mo	W	V	Al	Cu	Fe
inconel 718	Лист d=3,17мм	0,03	0, 08	0.08	0.0001	0.008	18.24	53.53	0.97	2.99	I	B-0.002	0.51	<i>L</i> 0 [.] 0	17.95
	Свар. проволокаØ 1,6	0.04	0.06	0.07	0.001	0.008	18.75	53.44	0.98	2.88	I	B- 0.004	0.58	0.11	8.71
ХН67М ВТЮ	Лист d=3,0м	0,04	0,04	0,22	0,002	0,004	18,70	Осн.	2,40	4,47	4,64	I	1,15	0,02	0,56

Химический состав исследуемых сплавов

Из исследуемых сплавов были изготовлены заготовки размером $115^{\pm 2} \times 120^{\pm 2} \times 120^{\pm 2} \times 120^{\pm 2}$ мм, где d - толщина заготовки, на которых проводилась последующая отработка.

Для имитации условий изготовления деталей и узлов изделий перед сваркой заготовок была произведена термическая обработка по режимам, указанным в табл. 2.

Для дуговой сварки основными элементами режима являются сила тока, напряжение и скорость перемещения дуги, число электродов, шаг наплавки, а также смещение электрода при наплавке тел вращения.

Наплавку обычно ведут на постоянном токе, обеспечивающем высокую стабильность процесса.

Ток дуги при наплавке зависит от скорости подачи электродной проволоки. С увеличением скорости подачи возрастает сила тока, а следовательно, и производительность наплавки.

Таблица 2

Режимы термической обработки заготовок

Сплав	Режим термической обработки					
inconel 718	Закалка от температуры 980°С/1 час, охлаждение на воздухе+ Старение 720 °С/8 ч, охл. с печью до 620 °С, выдержка при 620°С 10 часов, общее время старения не менее 18 часов, охлаждение на воздухе					
XH67MB	КС 95В ОСТ 92-1311 – Закалка от температуры 1060 ⁰ С/1 час,					
ТЮ (ЭП 202)	охлаждение на воздухе					

Однако с возрастанием тока дуги увеличивается глубина проплавления.

Для сварки образцов было предложено три режима сварки, представленные в табл. 3

Таблица 3

п/п	Режим сварки
1	Корневой проход I= 120А без присадки, наполняющий проход: I=120А с подачей присадочной проволоки 2.4668 (inconel 718), расход на защиту 7 л/мин
2	Наполняющий проход: I= 110A с подачей присадочной проволоки 2.4668 (inconel 718), расход на защиту 20 л/мин
3	Корневой проход: I= 100А без присадки на защиту 15 л/мин

Режимы сварки

Перед сваркой все образцы прошли опесочивание кварцевым песком для снятия с их поверхности окисных плен, а для удаления остатков смазки провели обезжиривание нефтяным растворителем.

В процессе сварки образцов, дуга в атмосфере аргона смещалась в направлении пластин из сплава ХН67МВТЮ; при этом шов становился не ровным, увеличилась зона термического воздействия.

Отклонение дуги во время сварки может вызывать чрезмерное разбрызгивание, недостаточную глубину проплавления, пористость и низкое качество сварных швов. После получения низкого качества шва и изучения научной литературы и сделан вывод, что данный феномен имеет магнитный характер.

Магнитное отклонение происходит из-за искажений магнитного поля вокруг сварочной дуги. Эти искажения возникают из-за того, что в большинстве случаев дуга оказывается на большем расстоянии от одного конца соединения, чем от другого, и непостоянного расстояния от рабочей клеммы.

Дисбаланс также может быть вызван постоянными изменениями направления тока в цепи между электродом, дугой и рабочим изделием.

В процессе сварки массивных металлических изделий, в частности, трубопроводов большого диаметра крупногабаритных емкостей, возникает явление магнитного дутья.

Магнитное большой массы металла поле взаимодействует С электродугой, вызывая ee отклонение. Отклонение может достигать значительных величин, затрудняя электросварку или делая ee вовсе невозможной.

Разработано несколько способов борьбы с этим негативным явлением[6].

Сильный электроток, протекающий по электродуге, создает собственное магнитное поле. Оно взаимодействует с постоянным полем массивной металлической конструкции.

В результате этого взаимодействия возникает сила, направленная к центру поля. Если массовый провод подключен близко к месту работы, то эта сила действует вдоль столба и не вызывает ее смещения от вертикали. Однако чем дальше подключена масса, тем более проявляется поперечная составляющая этой силы. Под ее действием электродуга отклоняется в сторону подключения.

Степень отклонения пропорциональна расстоянию от места подключения, намагниченности металлической конструкции и квадрату рабочего тока.

Эффект проявляется особенно сильно при высоких значениях сварочного тока и при сварке постоянным напряжением.

При работе переменным током эффект дутья ослабляется изменением направления отклонения с частотой сварочного напряжения.

Кроме того, возникающая электродвижущая сила наводит вихревые токи в поверхностных слоях металла. При больших значениях рабочего электротока, достигающих тысяч ампер, магнитное дутье проявляется незначительно.

В работе была измерена намагниченность образцов, которая и стала причиной смещения дуги и, как следствие, образования дефектов. Измерения производились ферромагнитным полюсоискателем ФП-1м при чувствительности прибора 4 µА. Результаты измерения приведены в табл. 4.

Таблица 4

і сзультаты исследования намагниченности								
Обр		Показания полюсоискателя, µА						
•	Пластина 1	Пластина 2	Пластин	Пластина				
№ п			a 3	4				
1	-45	0	0	+40				
2	-20	+5	0	-20				
3	+40	0	+50	Х				
4	+35	0	+25	Х				
5	-80/+100	-5	-80/+100	Х				
6	-100/+60	+5	+5	+45				

Результаты исследования намагниченности

Из таблицы следует, что, сплав Inconel 718 не имеет намагниченности, а пластины из сплава ХН67МВТЮ имеют относительно высокую намагниченность.

Как известно, электрическая дуга в атмосфере аргона смещается в сторону пластины с более высокой намагниченностью, что провоцирует образование дефектов шва, которые наблюдались при сварке заготовок на первом этапе.

В связи с полученными результатами все образцы были подвергнуты размагничиванию в установке ДЕ-1 для уравновешивания магнитной структуры заготовок и повышения качества сварного шва.

После размагничивания пластин показатели на всех пластинах варьировались от -5 до +5A, что находится в пределах погрешности измерений полюсоискателя.

После размагничивания заготовок, подбора и корректировки режимов сварки были получены образцы с удовлетворительной поверхностью шва, без видимых невооруженным взглядом непроплавов, трещин или подрезов.

Качество сварных соединений было подтверждено рентгеноконтролем. В работе проведен макроанализ металлографических шлифов (рис.1).



Рис. 1. Структура образцов сваренных по режиму:

1,2 – Корневой проход: I= 120А без присадки, наполняющий проход; I= 120А с подачей присадочной проволоки inconel 718, расход аргона на защиту 7 л/мин; 3,4 – Наполняющий проход: I= 110А с подачей присадочной проволоки inconel 718, расход аргона на защиту 20 л/мин; 5,6 – I= 120А без присадки, наполняющий проход; I= 120А с подачей присадочной проволоки inconel 718, расход аргона на защиту 7 л/мин

Как видно из результатов исследования, образцы 1 и 2, сваренные по режиму сварки 1 имеют признаки пережога, неоднородности структуры сварного шва, что является признаком низкого качества шва из-за завышенной силы тока при сварке. Образцы 5 и 6, сваренные по режиму 3, имеют непроплавы кромок сварочной ванны и рыхлоты из-за заниженной силы тока.

Качественными в соответствии с ОСТ 92-1114-88 являются образцы №3 и 4, сваренные по режиму 2. Данный режим был введен в типовые

технологические процессы изготовления сварных деталей и узлов данного сочетания материалов.

Качество сварных соединений было подтверждено механическими испытаниями, результаты которых приведены в табл. 5.

Таблица б

№ обр.	δ,%	σ _в , МПа	Режим сварки		
1	4,0	725	Корневой проход.		
	2,6	720	I= 120А без присадки, наполняющий проход: I= 120А с		
2	2,0	710	подачей присадочной проволоки		
	4,4	880	inconel 718, расход на защиту 7 л/мин, на		
3	12,2	870			
	12,8	980	Наполняющий проход: I= 110А с подачей присадочной		
4	10,7	959	проволоки inconel 718, расход на защиту 20 л/мин		
	12,2	980			
5	10,0	875			
	11,8	890	паполняющий проход. 1– 110А с подачей присадочной		
6	7,8	730	проволоки пеонег / го, расход на защиту 20 л/мин		

Результаты механических испытаний сварных соединений

Как следует из результатов исследования, образцы, сваренные по режиму 2 имеют высокие прочностные и пластические свойства, что свидетельствует о высоком качестве сварных соединений.

Выводы. Испытания и исследования сплава Inconel 718 показали возможность его широкого применения в конструкции двигателя ракетоносителей, взамен ранее применящегося сплава ХН67МВТЮ (ЭП 202), что позволяет унифицировать применение материалов в изделиях ЖРД и ТНА.

1. Установлена особенность сплава Inconel 718 - высокая стойкость против образования трещин в сварных соединениях и при термической обработке.

2. Контроль качества сплава Inconel 718, такие как контроль механических свойств, рентгеноконтроль и металлографическое исследование, показали результаты близкие к полученным методами контроля по ASTM и AMS.

3. Определены следующие оптимальные варианты соединений при ручной аргоно-дуговой сварке вольфрамовым электродом: I= 110A с подачей присадочной проволоки inconel 718, расход на защиту 20 л/мин.

Библиографические ссылки

1. Воробей В. В., Логинов В. Е. Технология производства жидкостних ракетних двигателей: Учебник. – М.: Изд-во МАИ, 2001. – 496 с.

2. Авиационно-космические материалы и технологии. Учебник/ В.А. Богуслаев, А.Я. Качан, Н.Е. Калинина и др.–Запорожье: Мотор Сич, 2007.–383с.

3. Оспенникова О.Г. Стратегия развития жаропрочных сплавов и сталей специального назначения, защитных и теплозащитных покрытий //Авиационные материалы и технологии. 2012. №5. С. 19–35.

4. Катков Р.Э., Лозино-Лозинская И.Г., Мосолов С.В., Скоромнов В.И., Тупицын Соколов Б.А., Стриженко П.П., Смоленцев A.A., H.H. Экспериментальная отработка камеры сгорания многофункционального жидкостного ракетного двигателя с кислородным охлаждением камеры: результаты 2009–2014 гг. // Космическая техника и технологии. 2015. № 4(11). C. 12–24

5. Шлямнев А. П. Коррозионностойкие, жаростойкие и высокопрочные стали и сплавы: Справ.М.: «Интермет Инженеринг», 2000. – 232с.

6. Rigina L.G., Kostina M.V., Bannykh O.A., Blinov V.M., Zvereva T.N. Effect of alloying on the composition-stable nitrogen content and phase composition of corrosion-resistant Fe-Cr-Mn-Ni-Mo-V-Nb alloys after solidification. 9-th Int. konf. High Nitrogen Steels, Moscow, july 2009, p. 36-44.

Надійшла до редколегії 31.10.2019 р.

УДК 629.7.021

Ю.И. Лазарева¹, С.В. Клименко¹, А.В. Кулик², И.В. Лазарев³

Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара¹ Национальный центр аэрокосмического образования молодежи имени А.М. Макарова² Днепровский колледж ракетно-космического машиностроения³

днепровский коллеож ракетно-космического машиностроения

АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ДАЛЬНЕГО КОСМОСА

У статті проведено аналіз сучасного стану та перспективи розвитку ракетних двигунів для дослідження космічного простору. В даний час для польотів на інші планети, не кажучи вже про зірок, застосування рідинних і твердопаливних ракетних двигунів стає все більш невигідним, хоча і було розроблено безліч ракетних двигунів. Таким чином, для досягнення пілотованими екіпажами навіть найближчих планет необхідно розвивати ракетоносії на двигунах, що працюють за принципами, відмінних від хімічних рухових установок. Найбільш перспективними в цьому плані є електричні, лазерні і ядерні реактивні двигуни, а також гібридні ракетні двигуни, такі як твердотільний ядерний ракетний двигун (ЯРД) і електричний реактивний двигун (ЕРД) або газофазний ЯРД і ЕРД.

Ключові слова: ракета-носій, космічний апарат, ракетний двигун, рухова установка, ЯРД, ЕРД, гібридний ракетний двигун.

В статье проведен анализ современного состояния и перспективы развития ракетных двигателей для исследования космического пространства. В настоящее время для полетов на другие планеты, не говоря уж о звездах, применение жидкостных и твердотопливных ракетных двигателей становится все более невыгодным, хотя и было разработано множество ракетных двигателей. Таким образом, для достижения пилотируемыми экипажами даже ближайших планет необходимо развивать ракетоносители на двигателях, работающих на принципах, отличных от химических двигательных установок. Наиболее перспективными в этом плане являются электрические, лазерные и ядерные реактивные двигатели, а также гибридные ракетные двигатели, такие как твердотельный ядерный ракетный двигатель (ЯРД) и электрический реактивный двигатель (ЭРД) или газофазные ЯРД и ЭРД.

Ключевые слова: ракета-носитель, космический аппарат, ракетный двигатель, двигательная установка, ЯРД, ЭРД, гибридный ракетный двигатель.

The article analyzes the current state and development prospects of rocket engines for space exploration. Currently, for flights to other planets, not to mention the stars, the use of liquid-propellant and solid-propellant rocket engines is becoming increasingly unprofitable, although many rocket engines have been developed. Thus, to reach manned planes even the nearest planets, it is necessary to develop rocket launchers on engines operating on principles different from chemical propulsion systems. The most promising in this regard are electric, laser and nuclear rocket engines, as well as hybrid rocket engines such as solid-state nuclear rocket engine (NRE) and electric jet engine (ERE) or gas-phase NRE and ERE.

[©] Лазарева Ю.И., Клименко С.В., Кулик А.В., Лазарев И.В., 2019

Keywords: rocket launcher, spacecraft, rocket engine, nuclear propulsion, propulsion, NRE, ERE, hybrid rocket engine.

Введение. Двигательные установки на борту транспортного средства предназначены для создания силы тяги или момента импульса. Быстрое развитие ракетно-космической техники в XX веке было обусловлено военно стратегическими, политическими и, в определенной степени, идеологическими целями и интересами двух сверхдержав – Союза Советских Социалистических (СССР) и Соединенных Штатов Америки Республик (США), а все государственные космические программы являлись продолжением их военных проектов, главной задачей была необходимость где обеспечить обороноспособность и стратегический паритет с вероятным противником. Стоимость создания техники и затраты на эксплуатацию тогда не имели принципиального значения. На создание ракет- носителей и космических аппаратов выделялись колоссальные ресурсы, а 108 минут полета Юрия Гагарина в 1961 году и телетрансляция Нила Армстронга и Базза Олдрина с поверхности Луны в 1969 году были не просто триумфами научно-технической мысли, они еще рассматривались как стратегические победы в битвах «Холодной войны» [1].

В 90-х годах основные политические задачи прошлых лет утратили актуальность, блоковое противостояние сменилось глобализацией, в мире возобладал прагматизм, поэтому большинство космических программ было свернуто или отложено, от масштабных проектов прошлого осталась, как наследие, только международная космическая станция (МКС).

Большинство фундаментальных открытий было сделано еще в первой половине XX века, а в наши дни наука и технологии достигли определенных пределов, к тому же во всем мире снизилась популярность научных знаний. Это послужило причиной застоя в космической сфере, на протяжении последних двух десятилетий.

Но сейчас становится очевидным, что мир приближается к концу очередного технологического цикла, основанного на открытиях прошлого века. Поэтому любая держава, которая будет обладать принципиально новыми перспективными технологиями в момент смены глобального технологического уклада, автоматически обеспечит себе мировое лидерство как минимум на следующие пятьдесят лет. И технологии создания ракетно-космической техники в этом процессе не исключение.

Основным элементом ракетно-космических летательных аппаратов различного назначения является их двигатель. Тип двигателя обусловливает в основном конструкцию летательного аппарата, его габаритные размеры и летные характеристики. От выбранного типа двигателя, вида используемых в нем компонентов топлива, от его конструктивных, эксплуатационных и других характеристик зависит дальность и время полета.

Постановка задачи. Двигатели ракет-носителей, используемые для полетов в космос, со временем, кардинальных изменений не претерпели.

Общий принцип работы – химический, основанный на сгорании или разложении компонентов топлива, остается прежним. Меняются конструкции камер, насосов, способы подачи компонентов, системы управления, виды топлива. Но неизменно одно – используя химическую энергию ракетных двигателей, дальше орбиты Марса или Венеры человечество не улетит. Нужны другие скорости полета космических кораблей и иная более мощная энергетика движения [1].

Необходим серьезный прорыв в разработке реактивных двигателей, способных заменить химические двигатели, чтобы повысить эффективность и сделать дальние космические полеты более реалистичными, т.к. настоящее время едва ли не большая часть массы космических аппаратов, – это топливо.

Аналитический обзор. Исходя из основ реактивного движения – чем выше температура вещества и давление внутри камеры сгорания, и чем ниже молекулярная масса газа, тем выше удельный импульс, а значит и эффективность двигателя [2].

В наше время господствуют термохимические жидкостные и твердотопливные ракетные двигатели, в которых топлива сжигаются в камере сгорания при температурах до 3000[°]:4000[°]C, обеспечивая удельный импульс до 4,5 км/с. Эти двигатели дали возможность выйти человеку в космос – на околоземные орбиты, но для полетов на другие планеты нужны удельные импульсы в десятки километров в секунду [3,4].

Полеты к другим планетам требуют намного большего размера космических кораблей, чем все, что были созданы человечеством ранее, включая модульную МКС. В этих кораблях необходимо обеспечивать и длительное автономное существование экипажей, и определенный запас топлива, и ресурс работы маршевых двигателей, и двигателей для маневров и коррекции орбит. А также предусмотреть доставку космонавтов в специальном посадочном модуле на поверхность иной планеты, и возврат их на основной транспортный корабль, а затем и возвращение экспедиции на Землю. Если опираться только на имеющиеся космические технологии, то минимальная масса обитаемого модуля для пилотируемого полета к Марсу, или к спутникам Юпитера и Сатурна составит примерно 90 тонн, что в 3 раза больше, чем лунные корабли начала 1970-х. Значит, ракеты-носители для их выведения на опорные орбиты для дальнейшего полета к Марсу будут намного превосходить «Сатурн-5» (стартовая масса 2965 тонн) лунного проекта «Аполлон» или советский носитель «Энергия» (стартовая масса 2400 тонн). Потребуется создать на орбите межпланетный комплекс массой до 5000 тонн. Одним словом, полет к планетам Солнечной системы на межпланетном корабле с химическими ракетными двигателями потребует колоссальных запасов топлива и от 8 месяцев до 1 года времени только в одну сторону. Это остается одной из самых серьезных проблем при планировании полетов к другим планетам.

Поиск перспективных направлений развития ракетных двигателей в последние десятилетия привел к разработке электрических реактивных двигателей, ядерных реактивных двигателей.

Над проектами последними в этом перечне, как наиболее перспективными для больших космических кораблей, в наше время работают ученые и инженеры.

В мире уже были разработаны проекты и стендовые прототипы ядерных ракетных двигателей (ЯРД), и их доработка идет с целью получения мощной двигательной установки. В СССР был разработан РД-0410, а в США NASA уже собиралось ставить в ракету Сатурн-5 двигатель «NERVA». Но с закрытием лунной программы США, прекратилась и разработка двигателя нового типа.

ЯРД – разновидность ракетного двигателя, которая использует энергию деления или синтеза ядер для создания реактивной тяги. Создание двигателей на ядерном синтезе является более отдаленной перспективой, так как, в отличие от реакций распада ядер, где атомные реакторы были созданы почти одновременно с бомбой, термоядерные реакторы до сих пор не передвинулись из "завтра" в "сегодня", и использовать реакции синтеза можно только в стиле проекта пилотируемого ядерно-импульсного космического корабля "Орион" – бросаясь термоядерными бомбами. Традиционный ЯРД в целом представляет собой конструкцию из нагревательной камеры с ядерным реактором как источником тепла, системы подачи рабочего тела и сопла. Рабочее тело (как правило – водород) подаётся из бака в активную зону реактора, где, проходя через нагретые реакцией ядерного распада каналы, разогревается до высоких температур и затем выбрасывается через сопло, создавая реактивную тягу. Схема ядерного ракетного двигателя представлена на рис. 1 [5, 6].

По оценкам ученых ядерный ракетный двигатель может добраться до Плутона за 2 месяца и вернуться обратно за 4 месяца с затратой 75 тонн топлива, до Альфы Центавра за 12 лет, а до Эпсилон Эридана за 24,8 года [6].



Рис. 1. Схема ядерного ракетного двигателя

В 70-80-е годы прошлого века в КБ «Салют», КБ «Химавтоматики» и НПО «Луч» были созданы проекты космических ЯРД РД-0411 и РД-0410 с тягой 40 кН и 35,2 кН соответственно. В течение процесса проектирования были изготовлены реактор, холодный двигатель и стендовый прототип для проведения испытаний [7].

Возможно, что разработки ЯРД опережали свое время. Однако они не были слишком преждевременными. Ведь подготовка пилотируемых полетов к другим планетам длится уже несколько десятилетий, космические корабли и двигательные установки для них также находятся в постоянном развитии. Ведутся исследования, прорабатываются конструктивные решения.

Со временем, работы по созданию ЯРД привели к появлению трех типов этих двигательных установок, классифицируемых в зависимости от вида топлива для реактора на твердофазные, жидкофазные, газофазные.

Твердофазный вариант двигателя является наиболее законченным. На рис. 2 изображена схема простейшего ЯРД с реактором на твердом ядерном горючем [8].



Рис. 2. ЯРД с реактором на твердом ядерном горючем

Рабочее тело располагается во внешнем баке. С помощью насоса оно подается в камеру двигателя, где распыляется с помощью форсунок и вступает в контакт с тепловыделяющим ядерным топливом. Нагреваясь, рабочее тело расширяется и с огромной скоростью вылетает из камеры через сопло.

Жидкофазный ЯРД – ядерное топливо в активной зоне реактора такого двигателя находится в жидком виде. Тяговые параметры таких двигателей выше, чем у твердофазных, за счет более высокой температуры в реакторе [8, 9].

В ядерной физике есть такое понятие как критическая масса. Если делящиеся атомы находятся очень близко друг к другу (например, их обжали давлением от специального взрыва), то получится атомный взрыв – очень много тепла в очень небольшие сроки. Если атомы обжаты не так плотно, но поток новых нейтронов от деления растет, получится тепловой взрыв. Обычный реактор в таких условиях выйдет из строя. Представим, что если взять водный раствор делящегося материала (например, солей урана) и подать их непрерывно в камеру сгорания, обеспечивая там массу больше критической, то получится непрерывно горящая ядерная "свечка", тепло ОТ которой разгоняет прореагировавшее ядерное топливо и воду [9].

Газофазные ЯРД, в которых топливо (например, уран) и рабочее тело находится в газообразном состоянии (в виде плазмы) и удерживается в рабочей зоне электромагнитным полем. Нагретая до десятков тысяч градусов урановая плазма передает тепло рабочему телу (например, водороду), которое, в свою очередь, будучи нагретым до высоких температур и образует реактивную струю. В СССР был начат проект газофазного ЯРД (РД-600), но он не дошёл даже до стадии макета.



Рис. 3. Схема газофазного ЯРД открытого цикла

В рассмотренных схемах, работающих по «открытой схеме», ядерное топливо будет выбрасываться наружу, что, конечно, снижает КПД. Поэтому была придумана следующая идея, диалектически вернувшаяся к твердофазным ЯРД. Газофазное ядерное топливо удерживается в специальном контейнере. В качестве материала контейнера предложен кварц, потому что при десятках тысяч градусов тепло передается излучением и материал контейнера должен быть прозрачным. Вокруг контейнера протекает рабочее тело. Результатом стала разработка газофазного ЯРД закрытого цикла, или же «ядерная лампочка» представленная на рис.4 [9, 10, 11].

По типу ядерной реакции также различают радиоизотопный ракетный двигатель, термоядерный ракетный двигатель и собственно ядерный двигатель.

Интересным вариантом также является импульсный ЯРД, где в качестве источника энергии предлагается использовать ядерные взрывы (проект «Орион»).



Рис. 4. Схема газофазного ЯРД закрытого цикла

Анализ ЯРД, показал, что преимуществами у такого класса двигателей являются: высокий удельный импульс; значительный энергозапас; компактность двигательной установки; возможность получения очень большой тяги – десятки, сотни и тысячи тонн в вакууме.

Основным недостатком их является высокая радиационная опасность двигательной установки: потоки проникающей радиации (гамма-излучение, нейтроны) при ядерных реакциях; вынос высокорадиоактивных соединений урана и его сплавов; истечение радиоактивных газов с рабочим телом. Поэтому запуск ядерного двигателя неприемлем для стартов с поверхности Земли из-за риска радиоактивного загрязнения.

Вначале 1980-х разработчикам двигателей и ученым, причастным к исследованиям использования ядерного топлива для ракет, стало окончательно ясно, что ядерные ракетные двигатели в качестве маршевого двигателя аппаратов найти космических применение В перспективе ближайших десятилетий не сможет. Потому за достижение высоких показателей ядерных двигателей придется дорого заплатить. Нужно было найти решения многих проблем В материаловедении, металлургии, теплотехнике, прочности, радиационной и вибрационной стойкости материалов, испытательной и измерительной технике. Это требовало огромных человеческих, финансовых и временных ресурсов. Так же возникала проблема с обеспечением нужного уровня радиационной безопасности при эксплуатации космических ядерных установок, которую, не удавалось решить.

Но попытки внедрения ядерной энергетики в космические двигательные установки на этом не закончилась. Ученые в разных лабораториях мира продолжали думать про ядерные ракетные двигатели и в 2009 году, начали разрабатывать ядерную электродвигательную установку [12, 13].

Суть космического ядерного электродвигателя примерно такая же, как и на Земле. Энергия ядерной реакции используется для нагрева и работы турбогенератора-компрессора. Ядерная реакция используется для получения электричества, практически точно так же, как и на обычной атомной электростанции. А уже при помощи электричества работают электроракетные двигатели. В данной установке это ионные двигатели высокой мощности. Естественно, что проблем у ядерной установки в космосе гораздо больше, чем на Земле, и самая главная из них – это охлаждение. В обычных условиях для этого используется вода, очень эффективно поглощающая тепло двигателя. В космосе же сделать это нельзя, и ядерным двигателям требуется эффективная система охлаждения - причем тепло от них нужно отводить во внешнее космическое пространство, то есть делать это воможно только в виде излучения. Обычно для этого в космических кораблях используются панельные радиаторы – из металла, с циркулирующей по ним жидкостью теплоносителем. Увы, такие радиаторы, как правило, имеют большой вес и габариты, кроме того, они никак не защищены от попадания метеоритов [11].

В поисках более мощных ракетных двигателей существуют еще исследования в направлении создания: импульсных ядерных двигателей,

движимых отдачей небольших ядерных взрывов, происходящих в двигателе. Излучение и разлетающиеся продукты взрывов должны отражаться от сопел двигателя и создавать тягу космическому кораблю. Термоядерных ракетных двигателей, в которых вместо ядерных микровзрывов должны взрываться небольшие порции тритиевой воды. При таких реакциях, по расчетам ученых, должно получиться в сто раз больше энергии, чем при ядерных микровзрывах.

Преимущество, Выводы. заключающееся В высоком показателе импульса ядерных ракетных двигателей удельного ПО сравнению С химическими, очевидно. Для твердофазных моделей величина удельного импульса составляет 8-9 км/с, для жидкофазных – 14 км/с, для газофазных – 30 км/с. Однако, когда речь идет о ядерном топливе, никогда не следует забывать о его пагубном воздействии на экологию нашей планеты. Так и в случае с ракетными двигателями необходимо ядерными учитывать загрязнение атмосферы Земли. Поэтому, несмотря на существование действующих моделей ядерных ракетных двигателей, пока ни один из них так и не был задействован вне лабораторий или научных баз. Потенциал таких двигателей высочайший, однако, и риск, связанный с их использованием, тоже немалый, так что пока они существуют только в проектах. До сих пор длительность полета остается одной из самых серьезных проблем при полете к другим планетам.

Таким образом, наиболее перспективным направлением в развитии ракетных двигателей является разработка электрических реактивных двигателей, лазерных реактивных двигателей, ядерных реактивных двигателей, а также гибридных ракетных двигателей, таких как твердотельный ЯРД и ЭРД, или газофазные ЯРД и ЭРД.

Библиографические ссылки

1. Осташев А.И. Испытания ракетно-космической техники - дело моей жизни: события и факты / А.И. Осташев. – Изд. 2-е, испр. и доп. – Королёв, 2005. – 284 с.

2. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1979.

3. Рылев Ю. 6000 изобретений XX и XXI веков, изменившие мир. М.: Эксмо. 2017.

4. Космонавтика: Энциклопедия. М.: Сов. Энциклопедия, 1985

5. Электронный ресурс. Режим доступа: https://thealphacentauri.net/darpa-planiruet-sobrat-na-orbite-obrazec-rakety-s-yadernym-raketnym-dvigatelem/

6. Электронный ресурс. Режим доступа:

https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/game_changing_development/Nuclear_ Thermal_Propulsion_Deep_Space_Exploration

7. Электронный ресурс. Акционерное общество «Конструкторское бюро химавтоматики» (АО КБХА) – один из мировых лидеров в создании жидкостных ракетных двигателей, участник всех отечественных пилотируемых программ освоения космоса. Режим доступа: http://www.kbkha.ru/?p=8&cat=11& prod=66#

8. Паневин И.Г., Прищепа В.И. Космические ядерные ракетные двигатели. – М.: Знание, 1978. – 64 с.

9. Коротеев А. С., Конюхов Г. В., Демянко Ю.Г. Ядерные ракетные двигатели. – М.: Норма-Информ, 2001. – 415 с.

10. Демянко Ю. Г., Конюхов Г. В., Коротеев А. С., Кузьмин Е. П., Павельев А. А. Ядерные ракетные двигатели. Москва, 2001.

11. Акимов В.Н., Коротеев А.С., Гафаров А.А. и др. Ядерные ракетные двигатели: воспоминания о будущем // Исследовательский центр имени Келдыша М.В. 1933-2003: 70 лет на передовых рубежах ракетно-космической техники. – М: Машиностроение, 2003. – С. 190-209. – 439 с.

12. NERVA (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application) – David Darling, 2016. Режим доступа: <u>https://www.daviddarling.info/</u>encyclopedia/N/NERVA.html

13. Коротеев А.С. Ракетные двигатели и энергетические установки на основе газофазного ядерного реактора.– Москва: «Машиностроение», 2002.

Надійшла до редколегії 15.11.2019 р.

УДК 629.78

Е. О. Лапханов

Інститут технічної механіки НАНУ і ДКАУ

ОСОБЛИВОСТІ ПРОЕКТУВАННЯ ПРИСТРОЇВ З ПОСТІЙНИМИ МАГНІТАМИ ДЛЯ ВІДВЕДЕННЯ ОБ'ЄКТІВ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ З НИЗЬКИХ НАВКОЛОЗЕМНИХ ОРБІТ

Проведено аналіз ефективності застосування пристроїв з постійними магнітами для відведення об'єктів космічного сміття з низьких навколоземних орбіт. Розраховано час відведення об'єктів космічного сміття з низьких навколоземних орбіт із застосуванням різних математичних моделей взаємодії власного магнітного поля космічного об'єкта із динамічним потоком іоносферної плазми. Розглянуто особливості проектування пристроїв з постійними магнітами для відведення об'єктів космічного сміття з низьких навколоземних орбіт.

Ключові слова: об'єкт космічного сміття, постійні магніти, капсула-екран, час відведення.

Проведен анализ эффективности применения устройств с постоянными магнитами для увода объектов космического мусора с низких околоземных орбит. Рассчитано время увода объектов космического мусора с низких околоземных орбит с использованием разных математических моделей взаимодействия собственного магнитного поля космического объекта с динамическим потоком ионосферной плазмы. Рассмотрены особенности проектирования устройств с постоянными магнитами для увода объектов космического мусора с низких околоземных орбит.

Ключевые слова: объект космического мусора, постоянные магниты, капсула-экран, время увода.

The analysis of effectiveness of devices with permanent magnets implementation for the space debris objects deorbiting from Law Earth Orbits has been carried out. The deorbit time of space debris objects from Law Earth Orbits with using different mathematical models of interaction of space object own magnetic fields with dynamic flux of ionospheric plasma, has been calculated. The design features of devices with permanent magnets for deorbiting of space debris objects from Law Earth Orbit has been considered.

Keywords: space debris objects, permanent magnets, screen capsule, deorbit time.

Вступ. Засмічення навколоземного космічного простору об'єктами космічного сміття (ОКС) з кожним роком збільшує загрозу для працюючих космічних апаратів (КА), супутникових систем та для проведення космічних дослідницьких місій. Так, на травень 2019 року, на навколоземних орбітах дослідниками Національного управління з аеронавтики і дослідження космічного простору (НАСА), США, було каталогізовано 14432 ОКС [1]. Головними джерелами ОКС є верхні ступені ракетносіїв, КА по закінченні терміну активної експлуатації та уламки космічних об'єктів.

[©] Лапханов Е.О., 2019

Для вирішення проблеми боротьби із засміченням навколоземного простору запропоновано два підходи [2, 3]. Перший підхід полягає у застосуванні активних систем відведення ОКС, що базуються на використанні космічних апаратів-сміттярів (КАС) або додаткових двигунних систем. За принципом дії КАС підрозділяються на два типи. Принцип дії першого типу базується на механічному захоплені ОКС за допомогою спеціальних маніпуляторів, сіток або гарпунів. КАС другого типу створюють імпульс гальмування для ОКС шляхом безконтактного впливу (формування іонного променю в концепції «космічного пастуха LEOSweep») [4]. Принцип дії додаткових двигунних систем полягає у генерації імпульсу гальмування по завершенню терміну активної експлуатації КА.

Слід зазначити, що застосування КАС потребує значних витрат палива або бортової енергії для проведення операцій відведення ОКС, що створює економічні труднощі для практичної масової реалізації даної концепції. Також, значно складно реалізувати захоплення ОКС, що обертаються зі значними кутовими швидкостями, у разі застосування КАС з системами механічного захоплення. В свою чергу використання додаткових двигунних систем відведення потребує працездатності систем орієнтації і стабілізації, а також енергосистем КА, що досить складно забезпечити по завершенні терміну активної експлуатації. Таким чином, з урахуванням перелічених недоліків і труднощів застосування, стан розробки активних систем відведення носить, здебільшого теоретично-експериментальний характер.

Другий підхід полягає у використанні пасивних систем відведення, що зовсім не потребують витрат палива та практично не потребують витрат бортової енергії. До систем даного класу належать аеродинамічні системи відведення (АСВ), електродинамічні тросові системи (ЕДКТС), електромагнітні системи відведення (ЕСВ) та системи відведення з постійними магнітами (СВПМ) [5]. Недоліком застосування АСВ є імовірність пробою парусного або надувного аеродинамічного елементу дрібними фрагментами космічного сміття, вплив атомарного кисню на надувні оболонки та можливість електростатичного пробою, що зумовлена нерівномірністю накопичення поверхневих зарядів під час електризації оболонки при русі в верхніх шарах атмосфери. В свою чергу, при використанні ЕДКТС виникають значні труднощі, пов'язані із розгортанням та стабілізацією відносного положення тросу. Що стосується застосування ЕСВ, то для її нормального функціонування необхідною умовою є забезпечення працездатності електроенергетичних систем КА по завершенні терміну активної експлуатації. Також ЕСВ потребують значної кількості бортової енергії для живлення електромагнітів, в результаті чого вони не знайшли широкої практичної реалізації у якості систем відведення.

Перелічені недоліки АСВ, ЕСВ і ЕДКТС було усунено при розробці нової концепції СВПМ [6,7]. Оціночні характеристики границь ефективного застосування ЕСВ приведено в роботах [8,9].

На сьогодні, вченими-фізиками приведено три математичні моделі, що описують взаємодію дипольного магнітного поля з динамічним потоком заряджених часток. Однак повного комплексного аналізу часу відведення ОКС за допомогою СВПМ, при використанні всіх трьох моделей взаємодії дипольного магнітного поля з динамічним потоком заряджених часток проведено не було. Також, не було розроблено методів проектування СВПМ з урахуванням меж їх ефективного застосування.

Метою даної роботи є дослідження особливостей проектування СВПМ на базі проведення комплексного аналізу часу відведення ОКС за допомогою СВПМ із використанням трьох моделей взаємодії дипольного магнітного поля з динамічним потоком заряджених часток іоносферної плазми.

Матеріали та методи досліджень. Одними із перших модель взаємодії дипольного магнітного поля з динамічним натиском заряджених часток плазми описали японські вчені із університету Кіото [10,11]. В даній моделі описується принцип дії магнітного парусу, що призначається для використання в міжпланетних перельотах. Магнітний парус представляє собою кільце радіусом понад 1 км із надпровідника, яке пропонується розгортувати навколо КА. При пропусканні електричного струму, згідно закону Біо-Савара Лапласа, навколо кільця генерується дипольне електромагнітне поле. В свою чергу, на заряджені частки сонячного вітру, що потрапляють в дане генероване електромагнітне поле, діє сила Лоренца, в результаті чого частки починають міняти свої траєкторії і втрачати кінетичну енергію. Втрачена енергія кількості руху часток, згідно закону збереження, передається системі «генероване магнітне поле – КА», результатом чого є генерація сили тяги. У випадку руху КА по орбіті в шарах іоносферної плазми, генерується сила гальмування, оскільки іоносферна плазма, на відміну від сонячного вітру, є нерухомою і формує вектор динамічного натиску, що протилежний за напрямком вектору орбітальної швидкості КА. Сила гальмування розраховується за наступною формулою:

$$F_{\text{галм.}} = C_{d} \frac{\rho \cdot v^{2}}{2} \pi \cdot L^{2}, \qquad (1)$$

де C_d - коефіцієнт опору; ρ – щільність потоку заряджених часток іоносферної плазми; v швидкість динамічного натиску заряджених часток іоносферної плазми (дорівнює орбітальній швидкості КА) ; L – характерний розмір генерованого електромагнітного поля.

Для розрахунку часу відведення ОКС за допомогою СВПМ, математичну модель [10,11] було адаптовано для випадку застосування постійних магнітів

замість електромагнітних котушок [12], де характерний розмір генерованого магнітного поля розраховується наступним чином:

$$L = \sqrt[6]{\frac{\mu_0 \cdot P_m^2}{8 \cdot \pi^2 \cdot \rho \cdot v^2}}, \qquad (2)$$

де P_m – магнітний дипольний момент постійного магніту.

$$P_{\rm m} = M \cdot \iiint_{\rm V} d{\rm V} \,, \tag{3}$$

де М – залишкова намагніченість постійного магніту; V – об'єм постійного магніту на СВПМ.

Потрійний інтеграл в формулі (3) характеризує геометрію об'єму для певних задач проектування.

Другою моделлю взаємодії генерованого дипольного магнітного поля з динамічним потоком заряджених часток є математична модель професора Шувалова В. О. Так, професором Шуваловим В.О. було експериментально доведено існування сил, що виникають при взаємодії постійних магнітів з потоком іоносферної плазми [13-15].

Професор Шувалов В.О., на відміну від японських, учених пропонує визначати головні силові характеристики взаємодії ПМ з потоком іоносферної плазми через коефіцієнти опору C_x , замість визначень характерних розмірів генерованого магнітного поля (міні-магнітосфери). На думку професора Шувалова В.О. модель взаємодії постійних магнітів з потоком іоносферної плазми японських учених є не достатньо точною, оскільки останні дослідження показують, що передача імпульсу потоком іоносферної плазми повній площі поперечного перерізу міні-магнітосфери є неповною. Так, при обдуванні намагніченої сфери в плазмовій установці були отримані результати, за допомогою яких було складено математичну модель взаємодії постійних магнітів з потоком іоносферної плазми з урахуванням кута θ між вектором магнітної індукції магнітного поля постійних магнітів та вектором швидкості динамічного потоку іоносферної плазми. Було визначено, що при $\theta = 0^\circ$, коефіцієнт опору $C_x(\theta = 0^\circ)$ чисельно дорівнює:

$$C_{x}\left(\theta=0^{\circ}\right)=e^{5,85\cdot10^{-2}\cdot lg^{2}\left(\frac{P_{MATH.}}{P_{\Pi\Pi.}}\right)},$$
 (4)

де Р_{магн.} – магнітний тиск, що врівноважує динамічний натиск заряджених часток на границі міні-магнітосфери; Р_{пл.} – тиск, створений динамічним потоком заряджених часток плазми (потоком заряджених часток іоносфери, що набігає на КА).

Величини Р_{магн.} і Р_{пл.} розраховуються за формулами, що приведені в роботах професора В. О. Шувалова [13-15].

Кут $\theta = 0^{\circ}$ є у випадку, коли постійний магніт , орієнтовано одним із полюсів до вектору швидкості потоку заряджених часток іоносферної плазми, що набігає. Якщо постійний магніт орієнтовано перпендикулярно до вектору швидкості потоку заряджених часток іоносферної плазми, то $\theta = 90^{\circ}$. В такому випадку коефіцієнт опору розраховується наступним чином:

$$C_{x}\left(\theta=90^{\circ}\right)=\xi\cdot e^{5,85\cdot10^{-2}\cdot \lg^{2}\left(\frac{P_{\text{MATH.}}}{P_{\Pi\Pi.}}\right)},$$
(5)

де ξ = 0,653±0,08 – коефіцієнт, що показує різницю між двома крайніми положеннями орієнтації постійних магнітів до вектору потоку заряджених часток іоносферної плазми.

З урахуванням (4) і (5), професором Шуваловим В. О. пропонується . формула для розрахунку сили взаємодії постійних магнітів з потоком заряджених часток іоносферної плазми (сили гальмування) F_{г.Шув.}, що записується наступним чином:

$$F_{\Gamma.III_{\text{YB.}}} = C_x \frac{\rho \cdot v^2}{2} S_{\Pi M}, \qquad (6)$$

де S_{ПМ} – площа взаємодії постійного магніту з потоком заряджених часток іоносферної плазми (площа повної поверхні намагніченого КА у концепції В. О. Шувалова).

Третю модель взаємодії дипольного магнітного поля з динамічним потоком заряджених часток запропоновано вченими Об'єднаного інституту ядерних досліджень, м. Дубна [16].

На базі даної взаємодії було складено додаткову теоретичну математичну модель для визначення сили гальмування. Математичну модель було складено для більш глибокого аналізу розрахунків сили гальмування на різних висотах. Так, дипольна модель магнітного поля записується наступним чином:

$$B_{x} = -\frac{\mu_{0}}{4\pi} P_{m} \cdot \frac{3 \cdot x \cdot z}{\left(\sqrt{x^{2} + y^{2} + z^{2}}\right)^{5}}$$

$$B_{y} = -\frac{\mu_{0}}{4\pi} P_{m} \cdot \frac{3 \cdot y \cdot z}{\left(\sqrt{x^{2} + y^{2} + z^{2}}\right)^{5}},$$

$$B_{z} = -\frac{\mu_{0}}{4\pi} P_{m} \cdot \frac{3 \cdot \left(x^{2} + y^{2}\right)}{\left(\sqrt{x^{2} + y^{2} + z^{2}}\right)^{5}},$$
(7)

де B_x, B_y, B_z – проекції вектору магнітної індукції магнітного поля, що генерується за допомогою постійних магнітів, на осі зв'язної системи координат (3СК); x, y, z – координати в 3СК, що вказують значення вектору магнітної індукції в певній точці простору.

Розміри міні-магнітосфери моделюються з урахуванням наступних умов:

$$B_{x_i} \le B_{mp}$$
$$B_{y_i} \le B_{mp},$$
$$B_{z_i} \le B_{mp}$$

де $B_{x_i}, B_{y_i}, B_{z_i}$ – характерні границі міні магнітосфери по осях x, y, z; B_{mp} – величина магнітної індукції на магнітопаузі міні-магнітосфери [11].

Моделювання показало, що форма міні-магнітосфери є сфероїд. Однак, після проведення додаткових досліджень, було встановлено, що імпульс через крайні шари міні-магнітосфери вздовж осі z потоком заряджених часток іоносферної плазми, практично не передається. Тому, було прийнято моделювати міні-магнітосферу за зразком японських вчених – сферичною формою [10].

Розглянемо потік заряджених часток, що проходить через задану площу перерізу міні-магнітосфери, в одиницю часу:

$$\Pi = \iint_{S_{MC\varphi}} \left(\overline{J} \cdot \overline{n} \right) dS_{MC\varphi}, \qquad (8)$$

де \overline{J} – вектор щільності потоку заряджених часток іоносферної плазми; \overline{n} – вектор нормалі до поверхні міні-магнітосфери; $S_{mc\phi}$ – площа поверхні міні-магнітосфери, що орієнтована до потоку заряджених часток іоносферної плазми.

Модуль вектору щільності потоку заряджених часток іоносферної плазми розраховується за наступною формулою:

$$\mathbf{J} = \boldsymbol{\rho} \cdot \mathbf{v} \,, \tag{9}$$

де ρ – густина заряджених часток динамічного потоку плазми; v – швидкість заряджених часток динамічного потоку плазми (дорівнює орбітальній швидкості КА).

Тоді, для розрахунку кількості часток, які щосекунди проходять через задану орієнтовану поверхню, запишеться наступним чином:

$$N = \frac{\Pi}{m_i},$$
 (10)

де $m_i = 1,67 \cdot 10^{-27} \, \text{к}\Gamma$ – маса іона.

В свою чергу, для оцінки передачі імпульсу динамічним потоком заряджених часток іоносферної плазми, при умові, що імпульс заданій поверхні міні-магнітосфери передається повністю, скористаємося наступною формулою:

$$\mathbf{P} = \mathbf{N} \cdot \mathbf{m}_{i} \cdot \mathbf{v} \,, \tag{11}$$

Тоді, за законом збереження кількості руху, сила взаємодії постійних магнітів з динамічним потоком іоносферної плазми (сила гальмування) розраховується наступним чином:

$$F = \frac{dP}{dt},$$
 (12)

де t – одиниця часу.

Так, для аналізу розбіжності значень сили гальмування за всіма трьома моделями було проведено відповідні розрахунки. Для розрахунків було взято наступні початкові дані:

- залишкова магнітна індукція постійного магніту 1,4 Тл;

- магнітний матеріал AlNiCo-5, доцільність застосування якого було обґрунтовано в [12];

- об'єм магніту $V = 10^{-3}$.

Дослідження розбіжностей значень сили гальмування проводилися для висот 600-900 км при середній сонячній активності, при стандарті атмосфери. Результати розрахунків сили гальмування при $\theta = 90^{\circ}$ за всіма трьома моделями представлено на рис. 1.



Рис.1. Розрахунок сили гальмування за трьома математичними моделями

Розрахунки результатів сили гальмування при використанні моделей (1)-(12) показали невеликі розбіжності на висотах від 700 до 900 км. На висоті 600 км модель 1 японських учених дає розбіжність майже близько 15 мкН, що пояснюється характером проведених інтерполяцій дослідження експерименту та розрахунками коефіцієнту C_d. Дані розбіжності пояснюються характером проведення експериментів, певними допущеннями та застосуванням різних методів обробки результатів експерименту.

Однак, із проведених досліджень можна зробити висновок, що результати розрахунків сили гальмування за трьома математичними моделями співпадають за порядком при відносно невеликих розбіжностях, що дає широке підтвердження концепції застосування СВПМ.

Для дослідження орбітального руху КА використовується модель, що описується системою диференціальних рівнянь в оскулюючих елементах, де похідні беруться по істинній аномалії [17]:

$$\begin{aligned} \frac{da}{d9} &= \frac{2pr_{KA}^{2}}{\mu\left(1-e^{2}\right)^{2}} \left(S \cdot e\sin 9 + T \cdot \frac{p}{r_{KA}} \right), \\ \frac{de}{d9} &= \frac{r_{KA}^{2}}{\mu} \left\{ S \cdot \sin 9 + T \cdot co \, \vartheta\left(1+\frac{r_{KA}}{p}\right) + T \cdot e\frac{r_{KA}}{p} \right\}, \\ \frac{di}{d9} &= \frac{r_{KA}^{3}}{\mu p} \cos\left(9+\omega\right) \cdot W, \\ \frac{d\Omega}{d9} &= \frac{r_{KA}^{3} \sin\left(9+\omega\right)}{\mu p \sin i} W, \\ \frac{d\omega}{d9} &= \frac{r_{KA}^{2} \sin\left(9+\omega\right)}{\mu p \sin i} W, \\ \frac{d\omega}{d9} &= \frac{r_{KA}^{2} \sin\left(9+\omega\right)}{\mu p \sin i} W, \\ \frac{d\omega}{d9} &= \frac{r_{KA}^{2} \sin\left(9+\omega\right)}{\mu p \sin i} W, \\ \frac{d\omega}{d9} &= \frac{r_{KA}^{2} \left\{-\cos 9S + \left(1+\frac{r_{KA}}{p}\right)\sin 9T\right\} - \\ -\cos i \frac{r_{KA}^{3} \sin\left(9+\omega\right)}{\mu p \sin i} W, \\ \frac{dt}{d9} &= \frac{r_{KA}^{2} \left\{1+\frac{r_{KA}^{2}}{\mu e} \left[\cos 9S - \left(1+\frac{r_{KA}}{p}\right)\sin 9T\right]\right\}, \end{aligned}$$

$$(13)$$

де $\mu = 3,986 \times 10^{14} \frac{\text{м}^3}{c^2}$ – гравітаційна стала; а – велика піввісь орбіти; r_{KA} – радіусвектор КА; р – фокальний параметр орбіти; е – ексцентриситет орбіти; – нахилення орбіти; Ω – аргумент перигею; ω – довгота висхідного вузла; ϑ – істинна аномалія; t – час руху КА (ОКС) по орбіті, час відведення; T,S,W – проекції збурюючих прискорень на осі орбітальної системи координат (ОСК).

В даній роботі пропонується урахування аеродинамічних збурень, гравітаційних збурень та збурень генерованої сили гальмування (1)-(12).

Для визначення можливих похибок часу відведення пропонується провести розрахунки з використанням першої і другої моделі взаємодії магнітного поля постійних магнітів з динамічним потоком заряджених часток іоносфери, так як ці моделі мають експериментальне лабораторне підтвердження.

В свою чергу, теоретично-оціночну модель 3 було складено для аналізу характеру передачі імпульсу зарядженими частинками міні-магнітосфері, а також для аналізу руху заряджених частинок в межах міні-магнітосфери.

Для аналізу часу відведення пропонується взяти КА, масою 176 кг з наступними характеристиками: $S_{Mid} = 0.81 \text{ M}^2 -$ переріз Міделя; маса магнітних пристроїв

дорівнює 5% маси КА $M_{M\Pi}$ №0,05 _{KA}, де 2,5% займає маса постійних магнітів і 2,5% маса капсул-екранів.

Результати розрахунків часу відведення даного КА за моделлю 1, японських вчених, представлено на рис 2.



Рис.2. Розрахунок часу відведення з використанням моделі 1 японських вчених

Так, за моделлю взаємодії японських вчених загальний час відведення з висоти 600 км орбіти, близької до кругової з е = 0,005 і нахиленням і = 80° склав 819,24 діб.



Рис. 3. Розрахунок часу відведення з Рис. 4 використанням моделі 2 В. О. Шувалова

Рис. 4. Багатошаровий магнітний екран

З тієї ж орбіти, час відведення даного КА, за моделлю професора Шувалова В. О., склав 932,11 діб (рис.3). Відносна похибка між моделями, яка складає 12,1% пояснюється характером обробки експериментальних даних. Таким чином, при проектуванні пристроїв з постійними магнітами час відведення пропонується розраховувати з урахуванням даної похибки.

Особливості проектування капсул-екранів. Проблему проектування захисних екранів магнітних пристроїв було розглянуто в роботі [9]. Для цього запропоновано, використання багатошарових екранів, які було розроблено професором Дмитренко В. В. [18,19]. Екран складається із 5 шарів плівкового типу: 2-ох мідних шарів, 2-ох магнітних шарів і алюмінієвого шару (рис. 4). Дослідження професора Дмитренка В. В. показали, що екрани на основі багатошарових плівкових структур дозволяють успішно захистити радіоапаратуру від постійних магнітних полів з напруженістю до 2 мТл, що може бути використано як в наземних установках (сучасні прискорювальні експерименти, ядерна медицина і т. п.), так в бортовій апаратурі КА.

Однак, слід зазначити, що залишкова магнітна індукція постійних магнітів AlNiCo-5 значно вище за допустиму напруженість магнітного поля в 2 мTл. Таким чином, необхідно при проектуванні враховувати певний зазор. Ширину зазору можна розрахувати за відомими формулами (7), з обмеженнями по осях в 2 мTл. Так, наприклад, для магніту AlNiCo-5 $3 V = 10^{-3}$ величина зазору по осях х і ускладає 22 см, а по осі z складає 28 см при орієнтації магніту полюсами вздовж осі z. Більшість зазору по осі z пояснюється сферичністю магнітного поля при дипольній моделі.

Таким чином, при проектуванні, окрім маси капсули-екрану слід враховувати її об'єм з урахуванням певних зазорів між постійним магнітом і стінкою капсули.

Висновки. В результаті роботи, було проведено аналіз математичних моделей взаємодії постійних магнітів з динамічним натиском іоносферної плазми. Виявлено відносну похибку часу відведення КА, що пов'язана із застосуванням моделей взаємодії постійних магнітів з динамічним натиском іоносферної плазми, а також запропоновано враховувати дану похибку при проектуванні магнітних пристроїв. Розглянуто особливість проектування капсул-екранів з урахуванням певних зазорів між постійним магнітом і стінками капсули. Виходячи з проведеного аналізу особливостей проектування, при розробці СВПМ, можна виділити наступні головні проектні параметри: час відведення КА з орбіти по завершені терміну активної експлуатації; фізичні характеристики постійного магніту; об'єм капсули-екрану; маса магніту і маса капсули екрану.

Бібліографічні посилання

1. The Orbital Debris Quarterly News. NASA JSC Houston. 2019. Iss 1&2. Vol. 23. P. 14

2. Техногенное засорение околоземного космического пространства. Под ред. докт. техн. наук, проф. А. П. Алпатова. Дн-ск: Пороги, 2012. 378 с.

3. Пикалов Р. С., Юдинцев В. В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора. Труды МАИ. 2018. №100. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov_YUdintsev_rus

.pdf?lang=ru&issue=100 (дата звертання 20.05.2019).

4. Bombardelli C., Urrutxua H., Merino M., Ahedo E., Peláez J. Relative dynamics and control of an ion beam shepherd satellite, Spacefl. Mech. 2012. Vol. 143. P. 2145–2158.

5. Палий А.С. Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (состояние проблемы). Техническая механика. 2012. №1. С. 94 – 102.

6. Ukrainian Patent for Utility Model No. 125265, IPC B64G 1/00, B64G 1/10, B64G 1/24. Space object orbit transfer method (in Ukrainian). Shuvalov V. O., Dehtiarenko P. H., Symanov V. H., Khorolskyi P. H., Loboda P. I. u2017 09603 ; filed Oct. 2, 2017 ; published May 10, 2018.

7. Заявка на патент України на винахід № а201801742, МПК В 64 G 1/62. Спосіб очищення навколоземно-го простору від об'єктів космічного сміття шляхом відведення їх з орбіти за допомогою власного магніт-ного поля [Текст] / Шувалов В. О., Палій О. С., Лапханов Е. О. № а201801742, заявл. 21.02.2018.

8. Лапханов Э. А., Палий А. С. Современные задачи, связанные с созданием и уводом с орбиты группировок космических аппаратов класса нано и пико. Авиационно-космическая техника и технология. 2018, № 4 (148). С. 20 – 35. doi: 10.32620/aktt.2018.4.03

9. Lapkhanov E., Paliy A. Analysis of technologies for spacecraft removal from Low Earth Orbits using onboard-produced electromagnetic and magnetic fields. Техническая механика. 2018. № 4. С. 21 - 29.

10. Yasumasa Ashida. Study on propulsive characteristics of magnetic sail and magneto plasma sail by plasma particle simulations: PhD dissertation. Kioto. 2014. P. 7 – 50. URL: <u>https://repository.kulib.kyoto-u.ac.jp/dspace/bitstream</u>/2433/185206/2/ dkogk03813.pdf (дата звертання 20.05.2019).

11. Ikkoh Funaki, Hiroshi Yamakawa. Solar Wind Sails, Exploring the Solar Wind, Dr. Marian Lazar (Ed.). ISBN: 978-953-51-0339-4. InTech. 2012. P. 439 – 463. URL: https://www.intechopen.com/books/exploring-the-solar-wind/solar-wind-sails (дата звертання 20.05.2019).

12. Лапханов Е. О., Палій О. С. Аналіз можливості застосування двигунної установки з постійними магнітами для космічних апаратів на навколоземній орбіті. Системні технології. Дніпро, 2018, №4. С.24 – 35.

13. Shuvalov V. A., Gorev N. B., Tokmak N. A., Pis'menny N. I., Kochubei G. S. Control of the drag on a spacecraft in the earth's ionosphere using the spacecraft's magnetic field. Acta Astronautica. 2018. Vol. 151. P. 717 – 725.

14. Shuvalov V. A., Tokman N.A., Pis'mennyi N.I., Kochubei G.S. Dynamic Interaction of a Magnetszed Body with a Rarefied Plasma Flow. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. 2016. r.57. №1. P. 145 – 152.

15. Шувалов В. А., Кучугурный Ю. П. Экспериментальное обоснование концепции искусственной мини-магнитосферы как средства управления движением космических аппаратов в ионосфере Земли. Космическая наука и технология. 2018. Т.24 №2. С. 43 – 46.

16. Амирханов И. В., Дзюба Ю. Г., Жидков Е. П., Ильина А. Н., Ильин И. В., Ильин В. Д. О динамике неадиабатических заряженных частиц в поле магнитного диполя при наложении однородного магнитного поля. Сообщение объединенного института ядерных исследований. Дубна. 1994. 36 с.

17. Разработка систем космических аппаратов. Под ред. П. Фортескью, Г. Суайнерда, Д. Старка; Пер. с англ. М.: Альпина Паблишер, 2016. 764 с.

18. Dmitrenko V. V., Phyo Wai Nyunt, Vlasik K. F., Grachev V. M. and others Electromagnetic Shields Based on Mul-tilayer Film Structures. Bulletin of the Lebedev Physics Institute. 2015 Vol 42. N 2. P. 43 – 47.

19. Ньюнт П. В. Метод подавления влияния постоянных магнитных полей на ядерно-физическую и космофизическую аппарату. Дис. на соиск. ст. канд. наук. М., 2015. - 121 с.

Надійшла до редколегії 27.05.2019

УДК 629.78

О. В. Луць¹, Г. А. Борщева¹, Е. Д. Ярмольчук¹, А. А. Манойленко²

¹Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» имени М. К. Янгеля», ²Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара

НАЗЕМНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТНОЙ И ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ РАДИОМЕТРИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКИ ОПТИЧЕСКОЙ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Наведено опис пропонованого наземного забезпечення польотного та експлуатаційного радіометричного калібрування оптичного корисного навантаження. Сформульовано вихідні положення і припущення, які прийняті при розробці алгоритмів калібрування. Дано визначення основних величин кількісні i співвідношення, які використовуються. Запропоновано алгоритм розрахунку енергетичної яскравості випромінювання при зйомці тестових об'єктів. Наведено приклад розрахунку калібрувальних характеристик спектральних каналів корисного навантаження і проведена оцінка похибки розрахунку.

Ключові слова: космічний апарат, калібрування оптичного корисного навантаження.

Приведено описание предлагаемого наземного обеспечения полетной и эксплуатационной радиометрической калибровки оптической полезной нагрузки. Сформулированы исходные положения и допущения, принятые при разработке алгоритмов калибровки. Даны определения основных величин и используемые количественные соотношения. Предложен алгоритм расчета энергетической яркости излучения при съемке тестовых объектов. Приведен пример расчета калибровочных характеристик спектральных каналов полезной нагрузки и проведена оценка погрешности расчета.

Ключевые слова: космический аппарат, калибровка оптической полезной нагрузки.

A description of the proposed ground support for flight and operational radiometric calibration of the optical payload is given. Initial positions and assumptions adopted during

[©] Луць О. В., Борщева Г. А., Ярмольчук Е. Д., Манойленко А. А., 2019

the development of calibration algorithms are formulated. The definitions of basic quantities and used quantitative ratios are given. An algorithm for calculating the energy brightness of the radiation when shooting test objects is proposed. An example of calculating the calibration characteristics of the spectral channels of the payload is given, and an estimate of the calculation error is made.

Key words: spacecraft, optical payload calibration.

Постановка задачи. Конечной целью космической многоспектральной съемки поверхности Земли является получение значений коэффициентов отражения (альбедо) наземных объектов (точек) земной поверхности в определенных спектральных диапазонах электромагнитного излучения. На основе полученных значений альбедо наземных объектов в различных спектральных полосах могут быть решены различные тематические задачи потребителей. Значения альбедо могут быть рассчитаны, исходя из знания следующих величин:

– кодов яркости элементов изображения;

– калибровочной характеристики оптической полезной нагрузки (ОПН) космического аппарата (КА);

– физических параметров условий проведения съемки (освещенности и параметров среды распространения излучения).

Для обеспечения конкурентоспособности создаваемых космических систем (КС) "Січ-2-1" и "Січ-2М", в технических заданиях на разработку задается требование, чтобы выходная продукция систем содержала информацию об энергетической яркости снимаемой поверхности, приходящей на входную апертуру сканера (мощности отраженного светового излучения, приходящего от единицы площади снимаемой поверхности в телесном угле, равному одному стерадиану).

Техническим заданием на создание КС "Січ-2М" также предъявляется требование к точности отображения энергетической яркости снимаемой поверхности в выходной продукции (допускается погрешность отображения не более 5 %).

Для выполнения этого требования при изготовлении ОПН космического аппарата проводится экспериментальное определение калибровочной характеристики - зависимости выходных кодов чувствительных элементов фотоприемной структуры ОПН от энергетической яркости, приходящей на входную апертуру ОПН.

При транспортировке, запуске и в течение срока эксплуатации КА эта зависимость может измениться. Поэтому необходимо проведение соответствующих измерений и расчетов калибровочной характеристики чувствительности спектральных каналов ОПН после запуска КА (первичная после- стартовая калибровка) и эксплуатационная (калибровка в течение всего срока эксплуатации).

Проведение таких работ возложено на наземные средства контроля характеристик космической системы (НСК ХКС). Они должны обеспечить уточнение калибровочной характеристики ОПН КА в полете.

Описание предлагаемого наземного обеспечения полетной и эксплуатационной радиометрической калибровки ОПН. Уточнение калибровочной характеристики ОПН в полете предполагается проводить путем:

- съемки тестовых объектов;

 измерений физических параметров при съемке (плотности потока излучения Солнца, прошедшего атмосферу и падающего на тестовые объекты, а также плотности потока излучения, отраженного тестовыми объектами);

– расчетов действительных значений калибровочной характеристики ОПН с учетом значений плотности потока излучения Солнца на верхней границе атмосферы Земли для даты съемки, координат тестовых объектов и измеренных значений физических параметров при съемке.

Наземное обеспечение послестартовой и эксплуатационной радиометрической калибровки определенного спектрального канала ОПН при использовании приборов, измеряющих плотность потока энергии, обеспечивается средствами контрольно-калибровочных полигонов (ККП), имеющих в своем составе:

тестовые объекты (ТО), имеющие изотропную отражательную способность (обеспечивающую близкое к ламбертовому пространственное распространение отраженной от ТО энергетической яркости) в пределах верхней полусферы;

приборы, измеряющие плотность потока энергии (например, пиранометры).

Используемые при радиометрической калибровке приборы должны быть аттестованы в части измерительных характеристик, тестовые объекты – в части отражательных характеристик.

До проведения сеансов съемки тестовых объектов должны быть определены их географические координаты.

Чувствительным элементом пиранометра является датчик, накрытый прозрачной полусферой. Каждый пиранометр должен быть снабжен светофильтром с полосой пропускания, соответствующей диапазону длин волн соответствующего калибруемого канала полезной нагрузки KA. Вид пиранометра приведен на рис.1.



Рис. 1. Пиранометр фирмы Кеер & Zonen

Для измерения плотности потока энергии, пришедшей от Солнца к тестовому объекту, прибор помещают осью чувствительности в направлении

Солнца. Для измерения плотности потока энергии, отраженной от тестового объекта, прибор помещают вблизи центра ТО на подвесе. Ось пиранометра располагается перпендикулярно к плоскости тестового объекта, то есть в направлении надира. Высота подвеса должна обеспечивать максимальную степень перекрытия тестовым объектом поля зрения пиранометра с целью максимального исключения бокового подсвета.

В частности, для проведения калибровки сканера МСУ, входящего в состав КА "Січ-2-1" (с проекцией шага чувствительного элемента на поверхность Земли ~7,8м при съемке в надир), предполагается обеспечить расположение прибора над тестовым объектом при измерении энергетической яркости, отраженной от тестового объекта (рис. 2).



Рис. 2. Положение пиранометра над тестовым объектом

Исходные положения и допущения. При разработке алгоритмов калибровки ОПН приняты следующие положения:

источником излучения является Солнце;

– для калибровки каждого спектрального канала ОПН используется тестовый объект (мира), обладающий изотропной отражательной способностью, подчиняющейся закону Ламберта, в диапазоне длин волн соответствующего калибруемого канала полезной нагрузки КА;

– размер тестового объекта определяется характеристиками ОПН и обеспечивает исключение бокового подсвета прибора, измеряющего плотность потока энергии [6].

При разработке алгоритмов приняты следующие допущения:

распространение энергии излучения в атмосфере подчиняется закону Бугера–Ламберта – Бера [8];

зависимости коэффициента пропускания (прозрачности) атмосферы от длины прохождения лучей от Солнца к тестовому объекту и от тестового объекта к космическому аппарату, одинаковы [6], [10], [11];

отношение выходного кода к энергетической яркости излучения на входной апертуре ОПН одинаково для всех фотопреобразователей определенного спектрального канала.

Определения основных величин и используемые количественные соотношения. Поток излучения (лучистый поток, интенсивность потока излучения) – это величина энергии, переносимой полем в единицу времен через данную площадку. Поток излучения имеет размерность Вт = Дж/с.

Поверхностная плотность потока энергии (освещенность, светимость) – это величина потока, приходящегося на единицу площади. Поверхностная плотность потока энергии имеет размерность Вт·м⁻². Если площадка освещается потоком, то поверхностная плотность потока энергии будет иметь смысл энергетической освещенности или облученности. Если поток излучается площадкой, то поверхностная плотность потока энергии будет иметь смысл энергетической освещенности или облученности.

Коэффициент отражения (альбедо) поверхности – это отношение энергетической светимости к энергетической освещенности в определенном спектральном диапазоне.

Телесный угол заданного конуса – это величина, равная отношению площади поверхности, вырезанной на сфере конусом, к квадрату радиуса сферы. Телесный угол измеряется в стерадианах (ср). Телесный угол полусферы равен 2*π* ср.

Сила излучения (энергетическая сила света) – это поток излучения, приходящийся на единицу телесного угла, в пределах которого он распространяется. Сила излучения измеряется в Вт·ср⁻¹.

Энергетическая яркость – это величина потока, излучаемого единицей площади в единицу телесного угла. Энергетическая яркость имеет размерность Вт·ср⁻¹ м⁻².

Аналогично определяются единицы измерения, отнесенные к спектральному диапазону излучения, носящие названия спектральных плотностей соответствующих энергетических единиц.

Например, спектральная плотность энергетической яркости (СПЭЯ) – это величина потока, излучаемого единицей площади в единицу телесного угла, приходящая на единицу длины волн излучения в заданном диапазоне. Единица измерения СПЭЯ - Вт·ср⁻¹ м⁻³ или Вт·ср⁻¹ м⁻² нм⁻¹.

Закон Бугера–Ламберта–Бера определяет интенсивность потока излучения после прохождения его через поглощающую среду:

$$\mathbf{I}(\mathbf{m}) = \mathbf{I}_0 \cdot \exp(-\mathbf{k}_\lambda \cdot \mathbf{m}),$$

где I – интенсивность входящего потока излучения; I_0 - интенсивность исходящего потока излучения; k_{λ} – показатель поглощения среды; m - толщина слоя поглощения.

Для случая прохождения света в атмосфере в качестве толщины слоя поглощения принимают безразмерную единицу, называемую "относительная масса атмосферы", которая определяется отношением длины пути прохождения света в атмосфере к условному значению высоты атмосферы, измеряемому по нормали к поверхности Земли.

При прохождении излучения под углом места к горизонту, равным относительная масса атмосферы определяется по формуле: $m = \frac{1}{\sin(\phi)}$.
Если показатель поглощения атмосферы равенто поверхностная плотность потока энергии излучения Солнца, приходящая на поверхность тестового объекта, расположенного на Земле, будет равна:

$$A(m) = W_{sc} \cdot exp[-\tau \cdot m(\alpha)].$$

Плотность потока энергии, отраженной тестовым объектом:

$$\mathbf{E} = \mathbf{C} \cdot \exp[-\tau \cdot \mathbf{m}(\beta)],$$

где C – плотность потока энергии излучения, $C = A(m) \cdot \rho$; ρ – альбедо тестового объекта.

Поток энергии, отраженный ламбертовским тестовым объектом, распространяется равномерно в верхней полуплоскости (в телесном угле, равном 2·*π* стерадиан). В этом случае энергетическая яркость, приходящая к входной апертуре ОПН, равна [1]:

$$E1 = \frac{C \cdot exp[-\tau \cdot m(\beta)]}{\pi}$$

Методика расчета энергетической яркости излучения тестового объекта при съемке. Используемые схемы. На рис. 3 приведена схема съемки тестового объекта. Схематично показаны положения Солнца, космического аппарата, участка съемки и тестового объекта, след трассы на поверхности Земли, угол α места Солнца и угол β места КА при съемке тестового объекта, расстояние *L* по ортодромии между тестовым объектом и подспутниковой точкой.



Рис. 3. Схема съемки тестового объекта

На рис. 4 приведена схема распространения солнечного излучения во время съемки тестового объекта. На рис. 4 стрелками обозначено: h – высота орбиты; W_{sc} – плотность потока энергии в калибруемом диапазоне длин волн, приходящая от Солнца к верхней границе атмосферы, Вт/м²; A – плотность потока энергии в калибруемом диапазоне длин волн, приходящая от Солнца к

тестовому объекту, BT/m^2 ; C – плотность потока энергии в калибруемом диапазоне длин волн, отраженная тестовым объектом, BT/m^2 ; E – плотность потока энергии в калибруемом диапазоне длин волн, отраженная единицей площади тестового объекта, с учетом потерь в атмосфере, BT/m^2 .



Рис. 4. Схема распространения солнечного излучения

Используемые константы. При разработке методики используются следующие константы:

 E_{const} – солнечная постоянная (плотность потока энергии Солнца на расстоянии одной астрономической единицы от Солнца), принимается равной 1367,6 Вт/м² [12], [13], [4], [9];

а – длина большой полуоси Земли, принимается равной 6378137 м [2];

f – коэффициент, учитывающий полярное сжатие Земли, принимается равным 1/298,257223563 [2].

Исходные данные. По заявке НСК ХКС для проведения полетной и эксплуатационной радиометрической калибровки определенного спектрального канала ОПН должна быть проведена съемка тестового объекта. От наземного информационного комплекса (НИК) должны быть получены файлы космического снимка и аннотационной информации к снимку.

Из файла аннотационной информации к космическому снимку должны быть получены следующие исходные данные:

- дата съемки;

- φ₁₂, λ₁₂ – координаты (широта и долгота) КА при съемке начальной строки кадра (участка с ТО), градусы;

- φ₂₂, λ₂₂ – координаты (широта и долгота) КА при съемке конечной строки кадра, градусы;

- *h*₁ – высота орбиты КА при съемке начальной строки кадра, м;

- *h*₂ – высота орбиты КА при съемке конечной строки кадра, м;

- α – угол места Солнца, градусы.

Из файла космического снимка должен быть получен код пикселя, максимально близкого к центру тестового объекта (КОД). В результате проведения полевых работ во время съемки тестового объекта от ККП должны быть получены следующие исходные данные:

А – плотность потока энергии излучения Солнца, пришедшей от Солнца к тестовому объекту, Вт/м²;

С – плотность потока энергии излучения, отраженной тестовым объектом, Вт/м².

Для варианта цветной миры могут быть использованы приборы без светофильтров, для варианта миры белого цвета следует использовать приборы со светофильтрами.

Из формуляра ОПН должны быть получены значения границ длин волн калибруемого спектрального диапазона λ_{min}, λ_{max}.

На официальном сайте NASA (ssd.jpl.nasa.gov/horizons.cgi) должно быть найдено значение множителя delta для расстояния от Солнца до TO, исходя из знания географических координат тестового объекта ($_{11}$, λ_{11}) и даты его съемки.

При проведении расчетов следует использовать функцию W (λ) распределения плотности потока энергии Солнца, приходящейся на диапазон длин волн от 0 до λ в оптическом диапазоне [13], [8].

График функции W(λ) изображен на рис. 5. Здесь также указаны диапазоны длин волн и соответствующие доли относительных частей плотности потока энергии Солнца для спектральных каналов ОПН космического аппарата "Січ-2-1".



Рис. 5. Зависимость доли плотности потока энергии Солнца, приходящейся на диапазон длин волн от 0 до текущего значения

Последовательность расчетов. Расчет энергетической яркости излучения в калибруемом диапазоне длин волн, приходящей от тестового объекта к входной апертуре оптической полезной нагрузки, проводится в такой последовательности:

1. Расчет плотности потока энергии Солнца на верхней границе атмосферы в день съемки тестового объекта с заданными координатами и с учетом расстояния до Солнца, Вт/м²:

$$Ed = E_{const} \cdot \frac{1}{delta^2}.$$
 (1)

2. Расчет долей $W(\lambda_{min})$ и $W(\lambda_{max})$ плотности потока энергии Солнца, приходящихся на длины волн левой и правой границ калибруемого диапазона соответственно, путем интерполяции значений функции $W(\lambda)$, график которой приведен на рис.5.

3. Расчет плотности потока энергии Солнца в калибруемом диапазоне длин волн, приходящего от Солнца к верхней границе атмосферы, Вт/м²:

$$W_{sc} = Ed \cdot [W(\lambda_{max}) - W(\lambda_{min})] = Ed \cdot [W_2 - W_1].$$
(2)

4. Расчет эксцентриситета эллипсоида Земли:

$$\mathbf{e} = \sqrt{\mathbf{f} - (2 - \mathbf{f})} \,. \tag{2}$$

5. Расчет широты положения КА при съемке центральной строки кадра, градусы:

$$\phi k = \frac{\phi_{12} + \phi_{22}}{2}.$$
 (3)

6. Расчет долготы положения КА при съемке центральной строки кадра, градусы:

$$\lambda k = \frac{\lambda_{12} + \lambda_{22}}{2} \,. \tag{4}$$

7. Расчет высоты полета КА при съемке центральной строки кадра, градусы:

$$hk = \frac{h_1 + h_2}{2}.$$
 (5)

8. Расчет радиуса эллипсоида Земли на средней широте между координатами тестового объекта и КА, м:

$$R_{1} = \frac{a}{\sqrt{1 - e^{2} \cdot (\sin(\frac{\phi_{11} + \phi k}{2}))^{2}}}.$$
 (6)

9. Расчет расстояния по ортодромии между тестовым объектом и подспутниковой точкой, м:

$$L = R_{1} \cdot \operatorname{arctg}\left(\frac{\sqrt{(\cos(\phi k) \cdot \sin(\lambda k - \lambda_{11}))^{2} + (\cos(\phi_{11}) \cdot \sin(\phi k) + \cos(\phi_{11}) \cdot \cos(\phi k) \cdot \cos(\lambda k - \lambda_{11})}\right)$$

$$(8)$$

$$\frac{+(\cos(\phi_{11}) \cdot \sin(\phi k) - \sin(\phi_{11}) \cdot \cos(\phi k) \cdot \cos(\lambda k - \lambda_{11}))^{2}}{(8)}$$

10. Расчет угла места КА во время съемки тестового объекта, радианы:

$$\beta = \operatorname{arctg}(\frac{(hk + R_1) \cdot \cos(\frac{L}{R_1}) - R_1}{(hk + R_1) \cdot \sin(\frac{L}{R_1})}).$$
(7)

На основании измеренной плотности потока энергии Солнца *А*, облучающей тестовый объект (энергетической освещенности тестового объекта), и плотности потока энергии Солнца, приходящей от Солнца к верхней границе атмосферы, выполняется расчет относительной оптической толщины атмосферы, выраженной из закона Бугера–Ламберта–Бера:

$$\tau = -\ln(\frac{A}{W_{sc}}) \cdot \sin(\alpha) .$$
 (10)

11. Расчет относительной массы атмосферы в направлении от тестового объекта к КА [5]:

$$m = \frac{1}{\sin(\beta)}.$$
 (8)

12. Расчет плотности потока энергии, отраженной единицей площади тестового объекта, с учетом потерь в атмосфере, Вт/м²:

$$\mathbf{E} = \mathbf{C} \cdot \exp(-\tau \cdot \mathbf{m}) \,. \tag{9}$$

13. Расчет энергетической яркости, приходящей к входной апертуре ОПН [1], Вт/(м²·ср):

$$E1 = \frac{C \cdot exp(-\tau \cdot m)}{\pi}.$$
 (10)

Этому значению энергетической яркости будет соответствовать значение кода в выходной продукции системы (КОД).

Если используемые фотопреобразователи обладают линейной характеристикой преобразования потока излучения, накопленного за время интегрирования энергетической освещенности в выходное напряжение, и

аналого-цифровой преобразователь линейную используемый имеет характеристику, то из полученного соотношения энергетической яркости излучения, пришедшей от тестового объекта к входной апертуре ОПН и кода выходного сигнала можно рассчитать значение младшего разряда выходного кода:

С использованием этой характеристики величина энергетической яркости излучения на входной апертуре ОПН может быть рассчитана для каждой точки полученного снимка путем умножения этого значения на соответствующее значение кода.

Проверка линейности преобразования при полете КА может быть осуществлена в результате проведения многократной калибровки при различных значениях углов места КА и Солнца. При этом может быть получена фактическая зависимость кода чувствительного элемента фотоприемной структуры ОПН от энергетической яркости излучения, пришедшей от тестового объекта к входной апертуре ОПН.

На основании изложенного предлагается в качестве калибровочной спектральных каналов ОПН использовать значения характеристики энергетической яркости излучения, пришедшей от тестового объекта к входной апертуре ОПН, соответствующие единицам младших разрядов выходных кодов яркости каждого канала выходной продукции космической системы.

характеристик калибровочных Расчет спектральных каналов полезной нагрузки. В качестве примера проведены расчеты энергетической яркости излучения, пришедшей от тестового объекта к входной апертуре ОПН, соответствующие единицам младших разрядов выходных кодов яркости (цены младшего разряда) для каждого спектрального канала сканера МСУ. Исходные данные и результаты расчета приведены в табл. 1.

Таблица 1

ИСХОДНЫЕ,	данные и р	езультаты р	расчета		
Спектральный диапазон канала, мкм	0,51-0,59	0,61-0,68	0,8-0,89	0,51-0,9	
Альбедо снятой поверхности	0,8				
Коэффициент пропускания	0.8	0.8			
атмосферы	0,8				
Угол места Солнца, градусы	70				
Угол места КА, градусы	90				
Плотность потока энергии излучения					
Солнца, пришедшей от Солнца к	140,0	140,5	84,0	458,2	
тестовому объекту, Вт/м ²					
Энергетическая яркость излучения	28 52	28.62	17 12	93 34	
на входной апертуре ОПН, Вт/(м ² ·ср)	20,52	20,02	17,12	<i>73,3</i> 4	
Цена младшего разряда выходного	0 1150	0 1154	0.0690	0 3764	
кода, Вт/(м ² ·ср·КОД)	0,1150	0,1134	0,0070	0,3704	

Оценка погрешности расчета энергетической яркости излучения ТО при съемке. Методическая погрешность определения плотности потока

энергии излучения в калибруемом диапазоне длин волн, отраженной единицей площади тестового объекта, с учетом потерь в атмосфере (12), определяется по формуле [3]:

$$\Delta \mathbf{E} = \sqrt{\left(\frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \mathbf{E}_{\text{const}}} \cdot \delta \mathbf{E}_{\text{const}}\right)^2 + \left(\frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \mathbf{A}} \cdot \delta \mathbf{A}\right)^2 + \left(\frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \mathbf{C}} \cdot \delta \mathbf{C}\right)^2}, \quad (11)$$

где $\frac{\partial E}{\partial E_{const}}$, $\frac{\partial E}{\partial A}$, $\frac{\partial E}{\partial C}$ – частные производные функции нескольких переменных по

каждой из переменных соответственно (E_{const} – солнечной постоянной, A – плотности потока энергии, пришедшей от Солнца к тестовому объекту, C – плотности потока энергии, отраженной тестовым объектом); δE_{const} , δA , δC – погрешности знания переменных, приняты равными 0,01.

Расчет методической погрешности проводится в такой последовательности:

1) Получение функции для расчета плотности потока энергии излучения в калибруемом диапазоне длин волн, отраженной единицей площади тестового объекта, с учетом потерь в атмосфере, зависящей от переменных E_{const} , A, C.

Для этого подставим последовательно в формулу (12) выражения (1), (2), (10), (11). После подстановки функция *E* принимает вид:

$$E = C \cdot \exp(\ln\left[\frac{A \cdot delta^2}{E_{const} \cdot (W_2 - W_1)}\right] \cdot \frac{\sin(\alpha)}{\sin(\beta)}).$$
(15)

2) Расчет частных производных
$$\frac{\partial E}{\partial E_{const}}$$
, $\frac{\partial E}{\partial A}$, $\frac{\partial E}{\partial C}$ функции *E*:

$$Q1 = \frac{\partial E}{\partial E_{\text{const}}} = -\frac{C \cdot \exp(\frac{\ln\left[-\frac{A \cdot \text{delta}^2}{E_{\text{const}} \cdot (W_1 - W_2)}\right] \cdot \sin(\alpha)}{\sin(\beta)}) \cdot \sin(\alpha)}{E_{\text{const}} \cdot \sin(\beta)}, \quad (12)$$

$$Q2 = \frac{\partial E}{\partial A} = \frac{C \cdot \exp(\frac{\ln\left[-\frac{A \cdot delta^2}{E_{const} \cdot (W_1 - W_2)}\right] \cdot \sin(\alpha)}{\sin\beta}) \cdot \sin(\alpha)}{A \cdot \sin(\beta)}, \quad (13)$$

$$Q3 = \frac{\partial E}{\partial C} = \exp(\frac{\ln\left[-\frac{A \cdot delta^2}{E_{const} \cdot (W_1 - W_2)}\right] \cdot \sin(\alpha)}{\sin(\beta)}).$$
(14)

3) Расчет методической погрешности определения плотности потока энергии излучения в калибруемом диапазоне длин волн, отраженной единицей площади тестового объекта, с учетом потерь в атмосфере, Bт/м²:

$$\Delta \mathbf{E} = \sqrt{\left[\mathbf{Q}\mathbf{1} \cdot \delta \mathbf{E}_{0}\right]^{2} + \left[\mathbf{Q}\mathbf{2} \cdot \delta \mathbf{A}\right]^{2} + \left[\mathbf{Q}\mathbf{3} \cdot \delta \mathbf{C}\right]^{2}} \quad . \tag{19}$$

Расчет относительной погрешности определения плотности потока энергии излучения в калибруемом диапазоне длин волн, отраженной единицей площади тестового объекта, с учетом потерь в атмосфере, % :

$$Z = \frac{\Delta E}{E} \cdot 100\% \quad . \tag{20}$$

4) Расчет энергетической яркости излучения в калибруемом диапазоне длин волн, пришедшую от ТО к входной апертуре ОПН, с учетом рассчитанной погрешности [1], Вт/(м²·ср):

$$\operatorname{Eist} = \frac{(E \pm \Delta E)}{\pi}.$$
 (15)

Если погрешности задания солнечной постоянной, плотности потока энергии, приходящейся от Солнца к тестовому объекту и отраженной тестовым объектом, равны 1%, то рассчитанное значение относительной погрешности расчета энергетической яркости излучения в калибруемом диапазоне длин волн, пришедшей от ТО к входной апертуре ОПН КА, с учетом потерь в атмосфере, составит 1,7 %.

Выводы. Разработана информационная технология (математическая модель и методика расчета), позволяющая рассчитать энергетическую яркость излучения, пришедшую от тестового объекта к входной апертуре ОПН в калибруемом спектральном диапазоне, и соответствующую погрешность.

Предлагается в качестве калибровочной характеристики спектральных каналов полезной нагрузки использовать значения энергетической яркости излучения, пришедшей от тестового объекта к входной апертуре ОПН, соответствующие единицам младших разрядов выходных кодов яркости каждого канала выходной продукции космической системы.

После проведения многократных синхронных со съемкой измерений при различных значениях углов места КА и Солнца с помощью разработанного алгоритма может быть получена фактическая зависимость кода на выходе ОПН от энергетической яркости излучения, пришедшей от тестового объекта к входной апертуре ОПН.

Использование калибровочных характеристик даст возможность потребителям выходной продукции системы рассчитывать альбедо снятых объектов и решать тематические задачи.

Методика будет использована при разработке специального программного обеспечения расчета калибровочных характеристик чувствительности спектральных каналов ОПН КА "Січ-2-1".

Библиографические ссылки

1. Бебчук Л.Г., Богачев Ю.В., Заказнов Н.П. Прикладная оптика: Учеб. пос. для приборостроительных вузов. – М., 1988. – 312 с.

2. Всемирная система геодезических параметров Земли WGS 84. Система геоцентрических координат. Основные положения.

3. В.К. Жуков. Теория погрешностей технических измерений. – Томск: Изд-во Томского политехн. Ун-та, 2009. – 180 с.

4. ГОСТ 7601-78. Физическая оптика. Термины, буквенные обозначения и определения основных величин.

5. Джакония В. Е., Гоголь А. А., Друзин Я.В. Телевидение: Учебник для вузов. – М., 2002. – 640 с.

6. Л.М. Атрошенко, Г.А. Борщева, Н.Н. Горобец, О.В. Луць, Е.Д. Ярмольчук. Послестартовая и эксплуатационная энергетическая калибровка орбитальных сенсоров оптического диапазона высокого разрешения // Украинский метрологический журнал. – 2017, № 3. – С. 21 – 31.

7. М.В. Шатунова, А.Н. Рублев, Л.Р. Дмитриева - Араго. Метод расчета потоков солнечного излучения в системе Земля – атмосфера // Труды гидрометеорологического научно – исследовательского центра Российской Федерации. Вып. Физика атмосферы и прогноз погоды. Под. ред. д-ра физ.-мат. наук Л. Р. Дмитриевой - Араго. № 344, 010. – С. 21 – 36.

8. Матвеев Л.Т. Курс общей метеорологии. Физика атмосферы. – Л.: Гидрометеоиздат. – 1984. – 751 с.

9. Скляров Ю.А. Солнечная постоянная (состояние исследований) // Исследование Земли из космоса. – 1994. № 4. – С. 96–110.

10. Способ определения калибровочного коэффициента для калибровки оптического спутникового сенсора высокого пространственного разрешения в абсолютных энергетических единицах. Патент ВҮ 15950 С1 от 2012.06.30. МПК G 01J 1/10, G 01D 18/00. Авторы: <u>Кацев И.Л., Прихач А. С., Зеге Э. П.</u>

11. Тимофеев Ю.М., Васильев А.В. Основы теоретической атмосферной оптики. – С. Пб. – 2007. – 152 с.

12. Frohlich C., Lean J. The Sun's total irradiance: Cycles, trendsand related climate change uncertainties since 1976 // Geophys. Res. Lett. 1998. Vol. 25. № 23. P. 4377 – 4380.

13. Solar constant and zero air mass solar spectral irradiance tables. STD.ASTM E490 REV A - ENGL 2000.

Надійшла до редколегії 15.09.2019

УДК 629.7.023.224

Т.А. Манько¹, И.А. Гусарова², Д.С. Калиниченко²

¹Днипровский национальный университет имени Олеся Гончара ²ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»

АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА – БУДУЩЕЕ УКРАИНЫ

Проведено аналітичний огляд стану проблеми створення аерокосмічної системи в України і наведено її актуальність. Наведено, що багаторазова аерокосмічна система потребує розробки конструкцій з неуносним жаростійким теплозахистом.

Ключові слова: аерокосмічна система, багаторазові теплозахисні конструкції.

Проведен аналитический обзор состояния проблемы создания аэрокосмической системы в Украине и оценена ее актуальность. Показано, что многоразовая аэрокосмическая система требует разработки конструкций с неуносимой жаростойкой теплозащитой.

Ключевые слова: аэрокосмическая система, многоразовые теплозащитные конструкции.

The analytical review of the issue of the aerospace system creation in Ukraine and its importance is shown. Reusable aerospace system require to develop nonablating heat-proof and thermal protective structure.

Keywords: aerospace system, reusable thermal protective structure.

Введение. Украина до настоящего времени является одной из ведущих космических держав мира. Ее по праву можно считать государством, разрабатывающим собственные ракеты-носители. Однако количество государств, стремящихся к освоению космоса, стремительно растет. Это открывает новые возможности в научных исследованиях, обеспечении безопасности и даёт определённый престиж. Ракетные комплексы созданы в США, Украине и России, а также в Израиле, Бразилии, Иране, КНДР, Южной имеют созданию Kopee. Многие страны планы по собственных ракетоносителей – это ЮАР, Индонезия, Аргентина, Турция, Казахстан, Пакистан и другие. В современных условиях удерживать лидирующие позиции Украине не просто ввиду отсутствия у нее собственных космодромов, с которых можно производить коммерческие пуски. На сегодняшний день самостоятельно создавать и запускать космические аппараты могут США, Россия, Франция, Япония, Китай, Индия и Израиль [1].

Поэтому украинскими ракетостроителями много усилий было приложено для успешного запуска носителей класса «Зенит» с международного морского космодрома «Морской старт». Однако перспективным является создание в Украине аэрокосмической системы с воздушным стартом.

[©] Манько Т. А., Гусарова И.А., Калиниченко Д. С., 2019

Постановка задачи. Решением, позволяющим Украине сохранить передовые позиции в освоении космоса, может быть создание транспортнокосмической системы горизонтального старта с использованием в качестве первой ступени и подвижного старта самолета-носителя. Такая система может обеспечить решение задачи прямого выведения на орбиты с любым наклонением с территории Украины. Это позволяет снять ограничения, накладываемые отсутствием космодромов, и дополнительно предоставляет возможность базирования на дооснащенных аэродромах в различных районах земного шара. Кроме того, отпадает необходимость в отчуждении земель под поля падения отработавших ступеней, что важно и с экономической, и с экологической точек зрения.

Основная часть. Одним из главных преимуществ аэрокосмической системы является то, что ее можно сделать полностью многоразовой, с возможностью прекращения полета на любом участке разгона до космической скорости и аварийной (или штатной) посадки, если не в любом, то в большинстве аэропортов мира. А это дает безграничные, на фоне одноразовых возможности отработке баллистических носителей, по конструкции, обеспечению безопасности, упрощению эксплуатации. Развитие многоразовых аэрокосмических систем позволяет решить экологические проблемы окружающей среды и загрязнения космического пространства «космическим мусором», а также повышения экономической эффективности вывода полезных грузов на орбиту, которая в значительной степени определяется возможностями выполнения различных целевых задач.

Безусловно, на техническом уровне исполнение одноразовых ракет и космических капсул значительно проще. И все же идея многоразовости ракетно-космической техники непрерывно развивается и совершенствуется. Начиная с конца 1960-х годов в США была построена целая серия больших космических кораблей многоразового использования «Спейс шаттл», а также проектировались меньшие X-20 Dyna Soar, NASP, VentureStar, в СССР и России создан большой корабль «Буран» и проектировались меньшие «Спираль», «Заря», МАКС, «Клипер». Многие технологически развитые страны, в том ранее страны Евросоюза (в числе Франция. частности ΦΡΓ. Великобритания), Япония, Китай, Индия проводили и проводят исследования, направленные на создание собственных образцов космических систем многократного применения (Гермес, Хоуп, Зенгер-2, ХОТОЛ, ASSTS, RLV и т. д.) [2].

Создание новейших экономичных, экологически чистых и безопасных многоразовых транспортных аэрокосмических систем ставит Украину в один ряд с американскими, европейскими и другими ведущими космическими державами и является одной из возможностей укрепления ее положения в списке разработчиков ракетно-космической техники.

Многоразовые транспортно-космические системы могут иметь различные конструктивные схемы:

- одноступенчатые самолетные. Вся конструкция корабля

85

приобретает очертания самолета, разгоняемого до космических скоростей и возвращаемого на Землю (проект английского многоразового транспортнокосмического корабля «Хотол»). Одноступенчатые системы теоретически гораздо надежнее многоступенчатых, но их реализация находится на грани возможного: для их создания требуется снизить относительную массу конструкции не менее чем на треть по сравнению с существующими;

- двухступенчатые самолетные, состоящие из разгонщика и орбитального самолета (немецкий проект «Зингер», российский «МАКС», «Гермес-АРИАН», Франция);

- комбинированные многоступенчатые, в которых разгон космического самолета осуществляется ракетными ускорителями (в США во время запуска «Шаттла» одновременно используются два твердотопливных ускорителя и двигатели самого орбитального корабля, в Советском Союзе – ракета-носитель особо тяжелого класса «Энергия [3].

Несмотря на то, что существующие многоразовые космические системы комбинированным многоступенчатым, в настоящее относятся К время перспективными являются именно двухступенчатые аэрокосмические системы (AKC), которые обладают приемлемыми эксплуатационными характеристиками, если использовать крылатые первые ступени, возвращаемые к месту старта по самолетному. Технология воздушного старта – запуска ракет с высоты более десятка километров с борта летательного аппарата разрабатывается учеными с середины прошлого века, но более чем из 100 проектов успешными были единицы. В США в 1970-х годах была испытана система воздушного пуска ракеты для поражения спутников с истребителя F-15. Эти испытания увенчались успехом, но работы в дальнейшем были прекращены. В 1990 году в рамках проекта американских компаний Orbital Science и Hercules Aerospace на орбиту Земли был успешно выведен спутник ракетой-носителем Pegasus, стартовавшей с самолета. В настоящее время это единственная система с воздушным стартом, находящаяся в эксплуатации [4].

В России в 1999 г. проведены комплексные испытания системы выведения телекоммуникационных спутников весом до 2,5 т на низкие орбиты, предусматривающей запуск ракеты путем ее десантирования из самолета Ан-124-100 «Руслан». Одной из первых разработок такого рода была система «Спираль», создававшаяся с 1965 до середины 1970 гг. (СССР). Со сверхзвукового разгонщика ракетной ступенью должен был запускаться маленький воздушно-космический самолет. Но работы были прерваны, и возобновились лишь в 80-х гг. в НПО «Молния» на основе разработок и исследований, связанных с созданием «Бурана». Новая система получила МАКС. Это многоразовая авиационно-космическая название система, состоящая из самолета-носителя Ан-225 «Мрия» и установленной на нем ракетной ступенью массой 275 т.

Использования самолета в качестве первой ступени орбитального корабля имеет как положительные, так и отрицательные стороны. Как правило,

рассматриваются два варианта: разделение на дозвуковой скорости и на сверхзвуковой (или гиперзвуковой).

При разделении на дозвуковой скорости с позиции энергетической эффективности явные преимущества имеет ракетная ступень: она выводит аппарат на высоты 70-150 км, тогда как самолет – только на 10 км. Ракета дает прибавку в достижении орбитальной скорости 40%, а самолет – всего 3-5%. Практически, мы получаем ракету (или космический корабль), только стартующую не с наземного космодрома, а с летающей платформы. Однако, несмотря на низкую энергетическую эффективность, мобильный старт с существующих дозвуковых транспортных самолетов позволяет странам, не имеющих собственных космодромов, выводить космические аппараты и корабли на орбиту. Поскольку эта проблема актуальна для нашей державы, специалисты Украины уже работали над идеей «Воздушного старта» и создали проекты АКС «Свитязь» (РН Зенит) и «Лыбидь» (крылатый космоплан) с использованием самолёта-носителя Ан-225. Проекты АКС с воздушным стартом космопланов были созданы в Германии (Зенгер-2), Японии (ASSTS), Китае (прототип Шэньлонг и АКС следующего поколения). При помощи частный суборбитальный воздушного старта запускался космоплан SpaceShipOne; таким же способом планируется запускать и SpaceShipTwo. Также существует проект запуска космических аппаратов при помощи самолёта «Геофизика». Воздушный аэростата суборбитальной M-55 старт с пилотируемой ракеты предусмотрен в проекте Stabilo ARCASPACE Румынии. Во всех этих проектах речь идет о способе мобильного старта, а не об авиационной первой ступени [5].

Первой ступенью самолет-разгонщик становится при разделении на сверхзвуковой скорости, что энергетически наиболее выгодно. Однако это требует создания тяжелого сверхзвукового (и даже гиперзвукового) самолетаносителя с внешним размещением полезной нагрузки – второй ступени. История авиации показывает, что это – сложнейшая научно-техническая необходима поскольку разработка мощных гиперзвуковых проблема. двигателей, обычные турбореактивные плохо подходят и нужны прямоточные воздушные реактивные двигатели (ПВРД). При существующем уровне развития технологий аэрокосмические системы могут стать эффективным средством доставки грузов на орбиту, но только если эти грузы будут небольшими (в районе пяти тонн), а носитель – гиперзвуковым.

Разработка такой двухступенчатой многоразовой транспортной аэрокосмической системы на базе высотного гиперзвукового летательного аппарата с ПВРД ведется в Украине (ГП «КБ «Южное»). Эта система предназначена для выведения пико- и наноспутников на низкие круговые и эллиптические орбиты в диапазоне высот до 500 км,

Выведение полезной нагрузки при помощи высотного гиперзвукового летательного аппарата (ВГЛА) и трехступенчатой ракеты предусматривает самолетный вариант старта и посадки. Облик и состав высотного гиперзвукового летательного аппарата приведены на рис. 1.



Рис.1. Гиперзвуковой летательный аппарат

Планер состоит из фюзеляжа (носового отсека, передней части фюзеляжа, центральной части фюзеляжа, отсека силовой установки), крыла (2 консоли), горизонтального оперения (2 консоли), вертикального оперения (2 консоли).

Планируемое количество пусков высотного гиперзвукового летательного аппарата – 500 (время полета ≈ 1 час), при этом срок его эксплуатации должен быть не менее 10 лет.

Интенсивность полетов высотного гиперзвукового летательного аппарата обеспечивается интервалом между посадкой и последующим стартом не более 7 суток.

После взлета осуществляется набор высоты и скорости. Параметры в конце разгона АКС должны составлять: скорость ~ 6 М, высота ~ 30 км, угол наклона траектории ~ 40°, после чего происходит отделение РКН. Полет ВГЛА планируется осуществлять как в автоматическом режиме по заложенной в бортовой комплекс управления программе, так и по командам с Земли с использованием радиоканала. Схема полета АКС представлена на рис. 2.

На этапе эскизного проектирования АКС разработана компоновочная схема и эскизы основных конструкций ВГЛА, выполнены прочностной и тепловой расчеты конструкций. При моделировании воздействия аэродинамических потоков с учетом размеров и формы ВГЛА установлено, что величины предельного теплового нагрева элементов находятся в пределах от 600 до 1375 °C (рис. 3).



Рис. 2. Схема полета АКС



Рис. 3. Распределение температур по поверхности ВГЛА

В связи с этим одной из основных проблем разработки создания ВГЛА является разработка жаростойких и теплозащитных конструкций и используемых материалов.

Выводы. Таким образом, на основании аналитического обзора создания аэрокосмической системы в Украине показана актуальность проблемы для нашей страны. Эта система позволит выводить космические аппараты на орбиту практически в любой точке земной поверхности, где есть взлетно-посадочная полоса длиной не менее 3 км. Существенно важно для Украины, ориентирующейся на зарубежных партнеров, что установить спутник на носитель можно непосредственно на территории заказчика, таким образом решив проблему ограничений на экспорт космических технологий.

При существующем уровне развития ракетно-космичекой техники эффективны аэрокосмические системы с гиперзвуковым самолетомразгонщиком, выводящем на орбиту небольшие по массе грузы. Разработка аэрокосмической такой многоразовой системы на базе высотного гиперзвукового летательного аппарата ведется в Украине (ГП «КБ «Южное»).

Библиографические ссылки

1. <u>https://topwar.ru/136872-pilotiruemye-perspektivy-proekty-kosmicheskih-</u>korabley-blizhayshego-buduschego.html

2. Многоразовыекосмическиекорабли.URL:http://galspace.spb.ru/index140.html.

3. Лукашевич В.П., Афанасьев И.Б. Космические крылья. М.: ООО «Лента Странствий», 2009.

4. <u>http://www.arms-expo.ru/articles/armed-forces/nerealizovannye-proekty-mirovye-razrabotki-aviatsionnykh-kosmicheskikh-kompleksov-vozdushnyy-start</u>

5. http://epizodyspace.ru/bibl/tm/2000/7/kosmodrom.html

Надійшла до редколегії 18.10.2019

УДК 621.45.046.4:620.22

Т.А. Манько 1 , А.В. Литот 2

¹ Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара ² Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля

ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ ПРОГРАМНЫХ КОМПЛЕКСОВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И ИЗГОТОВЛЕНИИ ФЛАНЦА ТОПЛИВНОГО БАКА ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА

Стаття присвячена застосуванню сучасних програмних комплексів при проектуванні та виготовленні виробів із полімерних композиційних матеріалів на прикладі створення фланця паливного баку для кріогенних компонентів палива із вуглепластику. Представлені деякі результати прогнозування несучої здатності фланця із вуглепластику та натурні випробування. Наведені виводи по виконаній роботі і оцінці отриманих результатів.

Ключові слова: вуглепластик, фланець із вуглепластику, паливний бак, метод кінцевих елементів, випробування фланця із полімерних композиційних матеріалів.

Статья посвящена применению современных программных комплексов при проектировании и изготовления изделий из полимерных композиционных материалов на примере создания фланца топливного бака для криогенных компонентов топлива из углепластика. Представлены некоторые результаты прогнозирования несущей способности фланца из углепластика и натурные испытания. Приведены выводы по проделанной работе и оценка полученных результатов.

Ключевые слова: углепластик, фланец из углепластика, топливный бак, метод конечных элементов, испытания фланца из полимерных композиционных материалов.

The article is devoted to the use of modern software systems in the design and manufacture of products from polymer composite materials on the example of creating a flange of the fuel tank for cryogenic components of carbon fiber. Some results of carbon fiber flange throughput and field tests are given. Conclusions of the work performed and evaluation of results.

Keywords: carbon fiber, carbon fiber flange, fuel tank, finite element method, flange testing of polymer composite materials.

Введение. В современном мире композиты уверено заняли свое место во отраслях промышленности. Их уникальные свойства позволяют всех абсолютно новые конструктивно-технологические реализовать решения. позволяющие получить совершенные конструкции. Создаваемые детали и узлы из композиционных материалов обладают простой геометрией, что позволяет принять при проектировании ряд допущений, упростить этот процесс и добиться высокой сходимости расчетных методов с полученными

[©] Манько Т.А., Литот А. В., 2019

результатами. Реализация цикла проектирования связана со сложностью нагружения и геометрией детали. Важной конструкторской и технологической задачей, является моделирование участка с переменной схемой укладки препрега, В частности ЗОНЫ формирования пера фланца И создание равнопрочной воспринимающей структуры композита все расчетные параметры [1-2].

Постановка задачи. В работе рассмотрена увязка геометрии фланца с уже применяемой технологической оправкой для намотки корпуса топливного бака (Рис. 1). Это накладывает ряд ограничений, определяющий геометрию фланца. Внутренний диаметр фланца ограничивается поверхностью, обеспечивающей возможность извлечения элементов разборной металлической оправки. Наружный диаметр, являющийся вершиной пера фланца, формируется геометрией оправки обвода днища.

Геометрия основания фланца выбирается из положения крепежных элементов, геометрии крышки и принятых элементов герметизации разъемного стыка фланец-крышка. Внутренняя геометрия пера фланца выбрана исходя из условия несущей способности фланца. Для проведения прочностного расчета фланца в качестве схемы нагружения принимается избыточное давление 1,5 МПа., коэффициент запаса – 2.



Рис. 1. Конструктивно-технологические ограничения определяющие геометрию фланца топливного бака:

 Внутренний диаметр фланца; 2 – поверхность стыковки с крышкой; 3 – поверхность разворота нити при намотке; 4 – торцевая поверхность оправки; 5 – поверхность днища топливного бака; 6 – вершина пера фланца

После проведения первичного анализа геометрии фланца была принята расчетная схема (Рис. 2) для конечно-элементного моделирования в системе автоматизированного проектирования Autodesk 360 Fusion . В качестве материала фланца применен углепластик на основе высокопрочной углеродной ткани полотняного плетения (равнопрочной структуры) типа 3752 и эпоксидного связующего ЭДТ-10П. Для определения характеристик композита был проведен ряд прочностных испытаний образцов, в том числе обладающих квазиоднородной структурой. После получения подробной информации о свойствах композита, были рассмотрены конечно-элементные постановки по прочности и жесткости в соответствии с граничными условиями (рис. 3).



Рис. 2. Модель фланца топливного бака из углепластика

Подробно рассматривали отдельные возможные варианты разрушения, как наиболее вероятно – срез в районе основания пера фланца. Рассматривался статический анализ конструкции для определения слабонагруженных зон и мест вероятного разрушения (Рис 3,4,5 табл. 1). Однако полученные результаты автономных испытаний элемента конструкции показали, что действительно предел прочности на срез перпендикулярно плоскости армирования занижен в 2,9 раза (давление разрушения составило 8,7 МПа). Стоит отметить, что принятая схема установки элементов крепления крышки к фланцу значительно усилила конструкцию, предотвратив разрушение фланца по межслойной прочности [3]. Это предполагалось на этапе проектирования наличием зон контактного давления(засвеченные участки) в области основания контакта материала фланца с элементами крепежа (Рис 4. г), но имело факультативный характер. Таким образом, экспериментальные испытания отдельно взятого элемента позволили детализировать процесс анализа прочности.



Рис. 3. Конечно-элементная модель фланца из углепластика: 1 -- фланец; 2 – крышка; 3 – элементы крепежа; 4 – зона основания пера фланца



Рис. 4. Графические результаты конечно-элементного анализа: а – коэффициент безопасности; б – эквивалентные напряжения (по Мизесу); в – максимальные деформации; г – контактное давление



Рис. 5. Графические результаты конечно-элементного анализа (Коэффициент безопасности и эквивалентные напряжения)

Таблица 1

Наименование	Фланец из	Металлические
	углепластика	элементы крепежа
Коэффициент безопасности, min	2.413	9.682
Эквивалентные напряжения (по Мизесу), МПа	60.65	44.21
Максимальные деформации, мм	2.2	0.02
Контактное давление, МПа	51.13	26.53

Результаты конечно-элементного анализа

В работе приведены результаты натурных испытаний (рис. 6), которые на основании проведения автономных испытаний узла позволили подтвердить эффективность конструктивно-технологических решений и рациональный выбор схемы укладки слоев, разрабатываемой конструкции фланца.





Рис. 6. Образец фланца в испытательной оснастке до и после проведение испытаний

Выводы. Использование средств компьютерного моделирования требует не только правильности постановки задачи, а и корректную оценку комплекса характеристик, полученных не только на элементарных, а и на конструктивноподобных образцах. При этом, предел прочности на срез перпендикулярно плоскости армирования для такого типа конструкций является самой важной характеристикой. Полученная геометрическая модель с указанием важных и ослабленных зон детали, может быть с легкостью импортирована в комплекс компьютерного моделирования технологических процессов выкладки и формования.

Библиографические ссылки

1. Гагауз П.М. Проектирование и конструирование изделий из композиционных материалов. Теория и практика: учебник / П.М.Гагауз, Ф.М.Гагауз, Я.С.Карпов, С.П.Кривенда; под.общ.ред. Я.С.Карпова – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е.Жуковского, 2015 - 672 с.

2. Карпов Я.С. Проектирование деталей и агрегатов из композитов: учебник / Я.С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосмич. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2010. - 768 с.

3. Карпов Я.С. Соединения деталей и агрегатов из композиционных материалов / Я.С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е.Жуковского, 2006 - 359 с.

Надійшла до редколегії 20.10.2019

УДК 621.454.2.043

Г. В. Назаренко, П. П. Филиппенко, А. Ю. Стрельченко, С. А. Дешевых

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ШАГА ШНЕКА НА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ И АНТИКАВИТАЦИОННЫЕ СВОЙСТВА ШНЕКОЦЕНТРОБЕЖНЫХ НАСОСОВ

За результатами дослідження встановлено, що застосування у насосах РРД складальних шнеків змінного кроку і шнеків змінного кроку замість шнеків постійного кроку збільшує напір і ККД насосу Застосування складального шнеку і шнеку змінного кроку в порівнянні зі шнеком постійного кроку не впливають на кавітаційні характеристики шнековідцентрових насосів РРД.

Ключові слова: напірна характеристика, кавітаційна характеристика, шнек змінного кроку, шнек постійного кроку, ККД насосу.

По результатам исследования установлено, что применение в насосах ЖРД составных шнеков и шнеков переменного шага вместо шнеков с постоянным шагом повышается их КПД и напор. Применение составного шнека и шнека переменного шага по сравнению со шнеком постоянного шага не оказывают влияния на кавитационные свойства насосов ЖРД.

Ключевые слова: напорная характеристика, кавитационная характеристика, шнек переменного шага, шнек постоянного шага, КПД насоса.

Application of the compound inducers and variable-pitch inducers in the pumps in the LPRE instead of the continuous-pitch inducers allows increasing the pump head and efficiency. The use of the composite inducers and inducers of the variable- pitch does not influence the cavitation characteristics of the centrifugal LPRE pumps in comparison with the constant-pitch inducers.

Key words: pressure characteristic, cavitation characteristic, inducers of the variable-pitch, continuous-pitch inducers, pump efficiency

Введение. ЖРД с насосной системой подачи получили широкое распространение в современной ракетной технике [1, 2]. Насосы, которые применяются в современных ЖРД, как правило шнекоцентробежные. Шнек повышает давление перед центробежным колесом, тем самым обеспечивает его бескавитационную работу. Шнеки, применяемые в шнекоцентробежных насосах ЖРД, бывают двух видов: с постоянным и переменным шагом [3, 4]. Иногда в насосах ЖРД применяют составной шнек (шнек состоит из двух частей с разным шагом). Шнеки с постоянным шагом более просты в расчете и профилировании по сравнению со шнеком переменного шага [5, 6].

[©] Назаренко Г.В., Филиппенко П. П., Стрельченко А. Ю., Дешевых С. А., 2019

Постановка задачи. Как известно из литературных источников [5, 6] применение шнека переменного шага, повышает энергетические характеристики шнекоцентробежного насоса.

Целью проводимого исследования является сравнение энергетических характеристик шнекоцентробежных высокооборотных малорасходных насосов ЖРД при использовании шнеков переменного и постоянного шага. Так же особое внимание было уделено анализу антикавитационных качеств насосов со шнеками переменного шага.

Результаты исследования. В рамках проводимого исследования выполнен анализ энергетических и кавитационных характеристик высокооборотных малорасходных шнекоцентробежных насосов, следующих ЖРД: насосы окислителя и горючего двигателя №1, насосы окислителя и горючего двигателя №2, насосы горючего двигателя №2.

Сравнительный анализ энергетических характеристик шнекоцентробежных насосов ЖРД при использовании шнеков переменного и постоянного шага. Анализ энергетических характеристик высокооборотных малорасходных шнекоцентробежных насосов ЖРД был проведен по результатам гидравлических испытаний насосов окислителя и горючего вышеприведенных двигателей. Величины частоты вращения ротора этих насосов лежат в диапазоне от 3560,5 до 4398 1/с. Величины номинального расхода через вышеупомянутые насосы не превышают 0,009 м³/с.

Величины коэффициента напора насосов окислителя и горючего двигателя №1 приведены в таблицах №1 и №2. Они были определены расчетным путем. Исходными данными для расчета послужили результаты гидравлических испытаний.

Таблица 1

испытании с различными вариантами шнека (двигатель лет)				
Номер насоса и	Величина коэф. напора	Величина коэф.		
номер испытания	насоса со шнеком постоянного	напора насоса со шнеком		
	шага	переменного шага		
Насос №1, исп. №1	0,59592	0,6177		
Насос №1, исп. №2	_	0,61656		
Насос №1, исп. №3	Ι	0,61499		
Насос №2, исп. №1	0,59273	_		
Насос №2, исп. №2	0,60167	_		

Величины коэффициента напора насосов окислителя при их спытании с различными вариантами шнека (двигатель №1)

Таблица 2

Величины коэффициента напора насосов горючего при их	K
испытании с различными вариантами шнека (двигатель №1)	

							/	
Номер	насоса	И	Величин	Ia	коэф.	Величина	коэф.	напора
номер испытан	RV		напора насоса	co	шнеком	насоса со шнеко	м пере	менного
			постоянного ш	ага		шага		
Hacoc No	1, исп. №	1	0,64597			0,65274		
Hacoc №	1, исп. №	2				0,6502		
Hacoc No	1, исп. №	3	_			0,65		
Hacoc No	2, исп. №	1	0,6422			—		

По данным приведенным в таблицах №1 и №2 можно констатировать, что величины коэффициента напора насосов со шнеками переменного шага выше, чем те же величины для насосов со шнеками постоянного шага. Увеличение коэффициента напора насосов, укомплектованных шнеками переменного шага по сравнению с насосами укомплектованными шнеками постоянного шага составляет:

– для насосов окислителя от 0,01332 до 0,02497 (от 2,21 до 4,21 %);

- для насосов горючего от 0,0043 до 0,01054 (от 0,62 до 1,64 %).

Это объясняется тем, что с увеличением шага шнека на выходе увеличивается угол установки лопатки шнека на выходе, а следовательно, и его напор, что приводит к некоторому повышению напора насоса.

На рис.1 и 2 приведены характеристики КПД насосов горючего и окислителя двигателя №1.







Рис. 2. Зависимость КПД от объемного расхода, приведенного к частоте вращения ротора для насоса окислителя двигателя №1

Проанализировав представленные на рис.1 и 2 характеристики можно констатировать следующие:

1. Величины КПД насосов горючего в контрольной точке, укомплектованных шнеками переменного шага находятся в диапазоне от 44,39 до 46,38 %;

2. Величины КПД насосов горючего в контрольной точке, укомплектованных шнеками постоянного шага находятся в диапазоне от 44,82 до 45,04 % (нижний предел диапазона);

3. Величины КПД насосов окислителя в контрольной точке, укомплектованных шнеками переменного шага, находятся в диапазоне от 52,39 до 53,28 %;

4. Величины КПД насосов окислителя в контрольной точке, укомплектованных шнеками постоянного шага, находятся в диапазоне от 52,1 до 52,94 %.

Проведя анализ величин КПД насосов окислителя и горючего, можно сделать вывод, что шнек переменного шага способствует незначительному увеличению КПД: ~ 1,34 % для насоса горючего и ~ 0,34 % для насоса окислителя. Величины коэффициента напора насосов окислителя и горючего двигателя №2 приведены в таблицах №3 и №4. Они были определены расчетным путем. Исходными данными для расчета послужили результаты гидравлических испытаний.

Таблица 3

Величины коэффициента напора насосов окислителя при их испытании с различными вариантами шнека (лвигатель №2)

испытании с различными вариантами шнека (двигатель 5322)			
Номер насоса и номер	Величина коэф. напора насоса	Величина коэф. напора	
испытания	со шнеком постоянного шага	насоса со шнеком	
		переменного шага	
Насос №1, исп. №1	0,63813	_	
Насос №2, исп. №1	0,63036	0,63863	
Насос №2, исп. №2	0,63379	—	
Насос №2, исп. №3	0,63454	_	
Насос №2, исп. №4	0,63454	—	

По данным приведенным в таблицах №3 и №4 можно констатировать, что величины коэффициента напора насосов со шнеками переменного шага выше, чем величины коэффициента напора насосов со шнеками постоянного шага. Увеличение коэффициента напора насосов, укомплектованных шнеками переменного шага, по сравнению с насосами укомплектованными шнеками постоянного шага составляет:

- для насоса окислителя от 0,0005 до 0,00827 (от 0,08 до 1,31 %);

- для насосов горючего от 0,00627 до 0,01727 (от 0,92 до 2,56 %).

Таблица 4

Величины коэффициента напора насосов горючего при их испытании с различными вариантами шнека (двигатель №2)

- - -		·····
Номер насоса и номер	Величина коэф. напора насоса со	Величина коэф. напора
испытания	шнеком постоянного шага	насоса со шнеком
		переменного шага
Насос №1, исп. №1	0,67444	0,68855
Насос №1, исп. №2	0,6765	0,69171
Насос №2, исп. №1	0,68228	—
Насос №2, исп. №2	0,67923	—

В таблицах №5 и №6 приведены величины КПД для контрольных точек насосов окислителя и горючего двигателя №2 определенные по результатам гидравлических испытаний.

Проанализировав данные представленные в таблицах №5 и №6 можно констатировать следующие:

1. Величины КПД насосов горючего в контрольной точке, укомплектованных шнеками переменного шага находятся в диапазоне от 39,98 до 41,23 %;

2. Величины КПД насосов горючего в контрольной точке, укомплектованных шнеками постоянного шага находятся в диапазоне от 39,41 до 40,49 %;

3. Величина КПД насоса окислителя в контрольной точке, укомплектованного шнеком переменного шага, составляет 48,3 %;

4. Величины КПД насосов окислителя в контрольной точке, укомплектованных шнеками постоянного шага, находятся в диапазоне от 47,6 до 54,5 %.

Таблица 5

Величины КПД насосов окислителя при их испытании с различными вариантами шнека (двигатель №2)

Номер насоса и номер	Величина КПД насоса со	Величина КПД насоса со шнеком	
испытания	шнеком постоянного шага, %	переменного шага, %	
Насос №1, исп. №1	50,7	_	
Насос №2, исп. №1	49,37	48,3	
Насос №2, исп. №2	54,5	_	
Насос №2, исп. №3	47,6	_	
Насос №2, исп. №4	48,2	_	

Таблица б

Величины КПД насосов горючего при их испытании с различными вариантами шнека (двигатель №2)

Номер насоса и номер	Величина КПД насоса со	Величина КПД насоса со шнеком
испытания	шнеком постоянного шага, %	переменного шага, %
Насос №1, исп. №1	40,02	39,98
Насос №1, исп. №2	40,49	41,23
Насос №2, исп. №1	40,16	_
Насос №2, исп. №2	39,41	—

Проведя анализ величин КПД насосов окислителя и горючего, можно сделать следующие выводы:

1. Применение шнека переменного шага для насоса горючего несколько повышает его КПД до 0,74 %.

2. Применение шнека переменного шага для насоса окислителя не привело к повышению его КПД. Величина КПД насоса окислителя, укомплектованного шнеком переменного шага составляет 48,3 % – примерно середина диапазона набранной статистики.

Данный факт можно объяснить тем, что был выбран не оптимальный шаг шнека на выходе. Из-за чего величина КПД насоса не увеличилась и диапазон величин прироста напора имеет самые малые величины среди всех исследуемых насосов.

Далее рассматривается насос горючего двигателя №3. В насосе горючего двигателя №3 использовались: составной шнек, который был выполнен из двух частей разного шага, шнек постоянного шага, шнек переменного шага.

На наружный диаметр выходной части шнеков напаивался бандаж (кроме шнека постоянного шага). Еще одним конструктивным отличием является коэффициент диаметра шнека на выходе, который составляет:

- для шнека постоянного шага 6,47;

- для составного шнека 5,27;

- для шнека переменного шага 5,27.

В насосе №2 двигателя №3 использовано центробежное колесо, полученное способом 3D-печати, а в насосе №1 центробежное колесо, изготовленное с помощью фрезерования. Данные технологии изготовления центробежного колеса обладают достаточно высокой точностью и позволяют свести к минимуму погрешности при изготовлении, которые, в свою очередь, могут дать весомую разницу по величине полученного напора и КПД.

Энергетические характеристики (напорная и характеристика КПД) насоса горючего двигателя №3 представлены на рис.3 и 4.



для насоса горючего двигателя №3



Рис. 4. Зависимость КПД от объемного расхода, приведенного к частоте вращения ротора для насоса горючего двигателя №3

Как видно из рис.3, величина напора насоса в контрольной точке со шнеком постоянного шага выше величин напора насосов с составным шнеком и шнеком переменного шага. Если сравнивать величины напора в контрольной точке насоса горючего, то увеличение напора составляет:

- 1,35% по сравнению со шнеком переменного шага;

- до 0,86% по сравнению с составным шнеком.

Данная особенность объясняется тем, что шнек с постоянным шагом имеет больший наружный диаметр на выходе. По вышеприведенным данным можно сделать вывод, что на напор шнека наибольшее влияние оказывает его наружный диаметр.

Разница между напорами насосов укомплектованных составными шнеками и насоса, укомплектованного шнеком переменного шага, объясняется различными технологиями изготовления центробежного колеса.

Величины КПД насосов горючего в контрольной точке, которые были определены из представленных на рис. 4 характеристик лежат в диапазоне от 57,45 до 59,23 %. Величины КПД для насосов с различными вариантами шнеков следующие: 58,3% – шнек постоянного шага; от 57,45 до 57,8% – составной шнек; 59,23% – шнек переменного шага.

Применение шнека переменного шага несколько повышает КПД насоса горючего двигателя №3 до 0,93 %, по сравнению с насосом где применен шнек постоянного шага. Снижение КПД насоса, укомплектованного составным шнеком по сравнению с насосами укомплектованными шнеками переменного и постоянного шага, связано с его конструктивными особенностями. Конструктивно составной шнек состоит из двух шнеков разного шага. В месте их стыковки происходит резкое изменение шага шнека, так же витки шнеков невозможно идеально состыковать. В результате этого в месте стыковки возникают вихри, которые и приводят к снижению КПД насоса.

Сравнительный анализ кавитационных характеристик шнекоцентробежных насосов ЖРД при применении шнеков переменного и постоянного шага. Кавитационные характеристики насосов окислителя и горючего двигателей №1, №2 и №3 были получены по результатам гидравлических испытаний, которые представлены в графическом виде. Графики представляют собой зависимость изменения приведенного напора H_{пр} от изменения кавитационного запаса∆н на входе в насос. Приведенный напор определяется по формуле.

$$H_{\rm np} = \frac{H_{\rm u3M}}{H_{\rm u3M, \rm HOM}} \cdot 100\%$$

где H_{изм} – напор для каждой точки кавитационной характеристики; H_{изм.ном} – напор в контрольной точке.

Кавитационные характеристики насосов горючего и окислителя двигателей №1 и №2 приведены на рис. 5, 6, 7 и 8.



Рис. 5. Кавитационные характеристики насоса горючего двигателя №1

Рис. 6. Кавитационные характеристики насоса окислителя двигателя №1

Представленные характеристики демонстрируют, что применение шнека переменного шага не оказывает влияния на кавитационные свойств, насосов горючего и окислителя двигателей №1 и №2.

Кавитационные характеристики насосов горючего двигателя №3 представлены на рис. 9.







Рис. 8. Кавитационные характеристики насоса окислителя двигателя №2

Конструктивно насос горючего двигателя №3 со шнеком постоянного шага отличается от насоса горючего двигателя №3 с составным шнеком и шнеком переменного шага. Отличия заключаются в конструкции центробежного колеса:

1. шесть лопаток двоякой кривизны (вместо девяти цилиндрических);

2. коэффициент уширения входного участка равен 6,45 (в место 5,35);

3. центробежное колесо изготовлено литьем (вместо фрезерованного центробежного колеса с последующим припаиванием покрывного диска).



Рис. 9. Кавитационные характеристики насоса горючего двигателя №3

Первое и второе отличие насоса горючего двигателя №3 со шнеком постоянного шага положительно влияют на антикавитационные качества насоса. Третье отличие практически не влияет на антикавитационные качества насоса.

Представленные характеристики демонстрируют, что все вышеприведенные конструктивные различия насоса горючего двигателя №3 не оказывают влияния на его кавитационные свойства [7].

Выводы. Применение в высокооборотных малорасходных шнекоцентробежных насосов ЖРД шнеков переменного шага вместо шнеков постоянного шага дает следующие результаты:

1. Увеличение величины коэффициента напора насоса от 0,0005 до 0,02497 (что составляет от 0,08 до 4,2 % величины коэффициента напора насоса) при неизменных параметрах проточной части насоса кроме шага шнека:

2. Так же незначительно увеличивается КПД насоса до 1,34%. Что в свою очередь позволяет повысить удельный импульс тяги для схем без дожигания, а также уменьшить температуру генераторного газа (увеличение запаса по форсированию двигателя) или уменьшить перепад давления на турбине (уменьшение напора насоса) для схемы с дожиганием.

3. Применение составного шнека и шнека переменного шага по сравнению со шнеком постоянного шага не оказывает влияния на антикавитационные свойства малорасходных шнекоцентробежных насосов ЖРД. Данное утверждение было сделано без учета полетных перегрузок ракетоносителя, величины собственных колебаний конструкции и топлива ракетоносителя.

Так же необходимо отметить, что основным конструктивным параметром, влияющим на напор шнека, является величина его наружного диаметра.

Библиографические ссылки

1. Пат. 6505463 США МПК F02K9/48. Pre-burner operating method for rocket turbopump [Текст]/ William D. Kruse, Thomas J. Mueller, John J. Weede (США), правообладатель Northrop Grumman Corporation. – № 20020148215; заявл. 17.01.2001; опубл. 1. 14.01.2003, Бюл № 09/761,957. – 5 с.

2. Пат. 6640536 США МПК F02K9/50, F02K9/48, F02K9/46, F02K9/72, F02K9/56. Hybrid rocket motor using a turbopump to pressurize a liquid propellant constituent [Текст] / Korey R. Kline, Kevin W. Smith, Eric E. Schmidt, Thomas O. Bales, правообладатель Hy Pat Corporation (Miami, FL) – № 20030136111 заявл. 22.01.2002; опубл. 04.11.2003, Бюл. № 10/054,646. – 11 с.

3. Чебаевский В. Ф. Кавитационные характеристики высокооборотных шнеко-центробежных насосов [Текст] / В. Ф. Чебаевский, В. И. Петров. – М.: Машиностроение, 1973. – 152 с.

4. Петров В. И. Кавитация в высокооборотных лопастных насосах [Текст] / В. И. Петров, В. Ф. Чебаевский. – М.: Машиностроение, 1982. – 192 с.

5. Овсяников В. Б. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей [Текст] / В. Б. Овсяников, Б. И. Боровский. – М.: Машиностроение, 1986. – 376 с.

6. Боровский Б.И. Энергетические параметры и характеристики высокооборотных лопастных насосов [Текст] / Б. И. Боровский. – М.: Машиностроение, 1989. – 181 с.

7. Назаренко Г.В., Филиппенко П.П., Стрельченко А.Ю., Дешевых С.А. Влияние конструкции шнека на энергетические и антикавитационные свойства шнекоцентробежных насосов. Научно-технический сборник Космическая техника. Ракетное вооружение. 2(116)/2018. С. 76-82.

Надійшла до редколегії 28.09.2019

УДК 620.3:669.539.5

В.Е. Олишевская, Д.В. Гаркавенко, И.В. Сташевская, М.О. Черкашин

Национальный технический университет «Днепровская политехника»

ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАНОТВЕРДОСТИ МЕТАЛЛОВ И СПЛАВОВ

Проведено порівняльний аналіз методів визначення твердості, розглянуто особливості і перспективи застосування нанотвердості.

Ключові слова: твердість, індентор, пружна деформація, пластична деформація, поверхня відбитку, площа поверхні відбитку.

Проведен сравнительный анализ методов определения твердости, рассмотрены особенности и перспективы применения нанотвердости.

Ключевые слова: твердость, индентор, упругая деформация, пластическая деформация, поверхность отпечатка, площадь поверхности отпечатка.

The comparative analysis of methods of determination of hardness is conducted, features and prospects of application of nanohafdness are considered.

Keywords: hardness, resilient deformation, plastic deformation, surface of imprint, area of surface of imprint.

Введение. Надежность и долговечность деталей, применяемых в автомобильной отрасли, авиа-И ракетостроении, приборостроении, добывающей и других отраслях промышленности, формируется по трем направлениям: видам обеспечения (конструкционное, технологическое, материаловедческое, метрологическое, организационнотехническое, эксплуатационное); свойствам надежности (безотказность, долговечность, ремонтопригодность); критериям работоспособности (механическая прочность, износостойкость, жесткость, усталостная прочность, коррозионная стойкость).

Механическая прочность материалов определяется различными показателями, среди которых важной характеристикой является твердость.

Первый метод определения твердости предложил в 1722 году Реомюр Рене Антуан, а первая шкала твердости материалов была составлена Моосом в 1822 году.

В 1900 году шведский инженер Бринелль (Brinell) опубликовал методику определения твердости, основанную на вдавливании шарика в поверхность испытываемого материала, и представил оборудование на Всемирной выставке в Париже. С 1919 года применяется метод определения твердости по Роквеллу.

В 20-м веке методы измерения твердости материалов получили широкое применение при изучении свойств материалов и при производстве изделий, что

[©] Олишевская В. Е., Гаркавенко Д. В., Сташевская И. В., Черкашин М. О. 2019

обусловлено не только техническими аспектами, обеспечивающими надежность деталей, но и экономической целесообразностью, позволяющей снижать расходы при изготовлении или ремонте деталей в результате исключения или уменьшения брака.

За почти 300-летнюю историю изучения твердости материалов разработаны десятки методов и тысячи приборов для определения твердости. Однако сегодня эти методы не удовлетворяют требованиям, которые выдвигает современное производство – нанотехнологии.

Нанотехнологии можно определить как научно-техническое направление по созданию материалов с заданной на атомно-молекулярном уровне структурой и изделий с атомной или молекулярной точностью масштаба и размерами менее 100 нм [1-3].

Сегодня разработаны сотни наноматериалов, характеризующиеся наноразмерным уровнем структурных составляющих и высокими прочностными, пластическими, электрическими, магнитными свойствами.

Примерами таких материалов являются наноструктурированные стали; покрытия, обладающие повышенной прочностью, коррозионной стойкостью, коэффициентом трения; прессованные наноматериалы; низким наноструктурные керамические и металлокерамические изделия; «умные» наноматериалы, способные следить за собственным состоянием И функционированием [4,5].

Внедрение наноматериалов в производство, обеспечение надежности и долговечности деталей требует современных методов исследования и контроля качества материалов на нанометровом уровне. Перспективными методами являются методы определения нанотвердости материалов.

Постановка задачи. Задачей работы является аналитический обзор исследований и достижений современных методов измерения твердости материалов и анализ особенностей и перспектив нанотвердости.

Результаты и их обсуждение. Измерение твердости материалов имеет большое значение для технологии производства и ремонта деталей, так как не разрушает материал и не требует много времени.

Твердость – это свойство поверхностного слоя материала сопротивляться упругой и пластической деформации или разрушению при местных контактных воздействиях со стороны другого, более твердого и не получающего остаточной деформации тела (индентора).

Эта формулировка хорошо известна, однако не однозначна. Например, часто твердость материала отождествляется с сопротивлением износу, хотя материалы равной твердости могут подвергаться разному истиранию.

Разное значение имеют и понятия «измерение твердости» и «контроль твердости». Измерение твердости – это сравнение твердости изучаемого материала с твердостью материала, принятого за эталон.

Контроль твердости – это определение соответствия между твердостью данного материала и твердостью, которая должна быть согласно техническим условиям. Современные методы измерения твердости материалов классифицируются в зависимости от вида индентора на три группы: статические методы, динамические методы, специальные методы.

Наибольшее применение получили статические методы измерения твердости. При статических методах индентор, имеющий определенную форму и изготовленный из определенного материала, медленно и непрерывно вдавливается в исследуемый материал с определенной силой. В результате возникает местная деформация материала, имеющая упругую и пластическую составляющие. Для определения твердости материала важна лишь пластическая деформация. После измерения глубины отпечатка или величины его проекции рассчитывают по соответствующим формулам твердость материала. Твердость, определенная для одного материала разными методами, может отличаться. Поэтому величина твердости имеет и обозначение метода, по которому определена твердость. Например, *HB*, *HV*, *HR*.

Статические методы определения твердости, в зависимости от величины приложенной нагрузки, можно классифицировать на группы: макротвердость, микротвердость, нанотвердость.

Среди способов измерения макротвердости наибольшее распространение получили методы определения твердости по Бринеллю, Роквеллу и Виккерсу (рис. 1).



Рис. 1. Схематическое изображение измерения твердости: а – по Бринеллю, б – по Роквеллу, в – по Виккерсу

При измерении твердости по Бринеллю шарик диаметром D под действием силы P вдавливается в исследуемый материал (рис.1,а). Повышение нагрузки P должно произойти за такой период времени (например, 10 с), чтобы процессы пластической деформации успели пройти до снятия нагрузки. В результате пластической деформации на поверхности исследуемого материала образуется отпечаток сферической формы d. Твердость по Бринеллю рассчитывается по формуле:

$$HB = \frac{P}{F} = \frac{P}{\pi Dt},$$

где *Р* – действующая сила; *F* – площадь поверхности отпечатка; *D* – диаметр шарика; *t* – глубина отпечатка.

107

Метод Бринелля оценивает конечный результат сопротивления материала внедрению индентора. После снятия нагрузки происходит упругое восстановление отпечатка, и измеряемые параметры отпечатка характеризуют в основном пластическую деформацию материала.

Метод Бринелля часто подвергался критике. Майер, Хольм и другие исследователи считали, что действующую силу надо относить не к величине действительной поверхности отпечатка, а к величине проекции этой поверхности [6].

Твердость по Майеру рассчитывается по формуле:

$$HM = \frac{P}{F_{pr}} = \frac{P}{\frac{\pi D^2}{4}},$$

где P – действующая сила; F_{pr} – величина проекции поверхности отпечатка; D – диаметр шарика.

Беклайн установил, что величину твердости по Бринеллю можно рассчитать, вычитая из твердости по Майеру поправочный коэффициент, зависящий от величины нагрузки. Бринелль признавал, что теоретически более правильным является определение твердости по Майеру. Однако считал свою методику более корректной на практике, так как при увеличении глубины проникновения шарика в материал величина поверхности отпечатка возрастает быстрее, чем площадь проекции этого отпечатка. При вдавливании шарика многие материалы наклепываются, что вызывает рост сопротивления дальнейшему проникновению шарика. В результате наклепа твердость материала увеличивается. Однако рост твердости по Бринеллю будет происходить медленнее, чем рост твердости по Майеру. При измерении твердости по Бринеллю влияние наклепа материала будет менее ощутимо, а точность метода Бринелля выше, чем метода Майера.

Для одного материала глубина отпечатка будет зависеть от величины прикладываемой нагрузки. Майер установил зависимость между величиной нагрузки и диаметром отпечатка:

$$P=ad^n$$
,

где *а* – постоянная величина, равная по величине силе, необходимой для получения отпечатка диаметром 1 мм; *d* – диаметр отпечатка; *n* – постоянная величина, зависящая от наклепа материала.

В 1920 году американский металлург С.П. Роквелл предложил оценивать твердость в условных единицах, характеризующих глубину внедрения индентора (рис.1,б). Метод Роквелла использует в качестве индентора алмазный конус с углом 120 ° при вершине (шкала С) или шарик диаметром 1,58 мм (шкала В). Твердость измеряют, прикладывая и снимая нагрузку в две стадии. Величина твердости зависит от разности глубин проникновения индентора в материал под действием этих двух стадий нагружения.

В 1925 году английский военно-промышленный концерн Vickers Limited (авторы Смит и Сандлер) разработал метод измерения твердости материалов алмазной пирамидой, который по физической сущности аналогичен методу Бринелля (рис.1,в). Для измерения твердости по Виккерсу применяют правильную четырехгранную алмазную пирамиду с углом между двумя противоположными гранями 136°, который устанавливает связь между методами Бринелля и Виккерса. При измерении твердости по Бринеллю диаметр отпечатка лежит в пределах 0,25...0,50 от диаметра шарика. Средний диаметр отпечатка составляет 0,375 D. Если при таком диаметре отпечатка провести касательные к окружности, проходящие через центр шарика, то угол между ними составит 136°.

Твердость по Виккерсу рассчитывается по формуле:

$$HV = \frac{P}{O} = \frac{P \cdot 1,8544}{d^2},$$

где *Р* – действующая сила; *О* – поверхность отпечатка пирамидальной формы; *d* – диагональ отпечатка.

Микротвердость измеряют на очень тонких или небольших образцах, применяя в качестве индентора правильную четырехгранную алмазную пирамиду с углом между двумя противоположными гранями 136°. Микротвердость рассчитывают по формуле:

$$HV_m = \frac{P}{O},$$

где *Р* – действующая сила; *О* – поверхность отпечатка пирамидальной формы.

Величина микротвердости зависит от многих факторов, в том числе и от факторов, связанных с материалом образца: качества подготовки поверхности образца, кристаллографической ориентации образца, неоднородной твердости поверхности, степени упругой деформации материала, числа сделанных отпечатков.

В 60-70 годах 20-го столетия С.И. Булычев и В.П. Алехин разработали метод кинетического индентирования (непрерывного идентирования, метод кинетической твердости) [7].

Кинетическое идентирование материалов регламентируется международными стандартами [8, 9]:

измерения макротвердости проводится при нагрузке на индентор от 2 H до 30 кH;

микротвердость регламентирует нагрузку на индентор до 2 Н и глубину внедрения индентора от 0,2 мкм;

измерение нанотвердости регламентирует глубину внедрения индентора (менее 0,2 мкм) и выдвигает особые требования к шероховатости поверхности,

форме наконечника, особенностям упругой и пластической деформации материалов.

По Европейскому стандарту (DIN 60359-1; Е ISO 14577-1) кинетическая твердость называется универсальной, а число твердости обозначается цифрами, характеризующими величину твердости со стоящим после них символом HU.

При этом в качестве индентора используется в основном пирамида Виккерса. Универсальная твердость HU вычисляется как отношение нагрузки к площади поверхности невосстановленного отпечатка по формуле:

$$HU = \frac{P}{26.43h^2}$$

(твердость по Мартенсу) или как отношение нагрузки к площади проекции невосстановленного отпечатка (твердость по Майеру).

В 1992 году В. Оливер и Дж. Фарр разработали методику измерения нанотвердости [10]. Параметрами испытания являются нагрузка, перемещение вершины индентора и время [11, 12].

В результате испытания получают зависимость нагрузки от глубины внедрения индентора (рис.2). Верхняя кривая отражает сопротивление материала внедрению индентора, а нижняя – описывает возврат деформации после снятия нагрузки и характеризует упругие свойства материалов [12].



Рис. 2. Зависимости нагрузки p от глубины внедрения индентора h

Сложность измерения нанотвердости заключается в обработке полученной экспериментальной кривой. Нанотвердость H определяют как отношение максимальной нагрузки P_{max} к площади проекции отпечатка A_c (по Майеру):

$$H = \frac{P_{max}}{A_c} \cdot$$

Если измерение микротвердости ПО Виккерсу проводится ПО восстановленному отпечатку индентора, нанотвердость то ПО невосстановленному отпечатку индентора, Т. e. максимальному ПО проникновению в исследуемый материал. Основная сложность при измерении нанотвердости состоит в том, что прибор измеряет не глубину отпечатка, а перемещение индентора h_{max} , которое является суммой глубины контакта h_c (контактная глубина) и упругого прогиба поверхности образца на краю контакта h_s (деформация поверхности по периметру контакта) (рис. 3):
$$h_{max} = h_c + h_s$$
.

Упругий прогиб не замеряется, а определяется по методике Оливера-Фарра.



Рис. 3. Схема сечения отпечатка

Величина контактной глубины h_c находится из соотношения:

$$h_c = h_{max} - \frac{\mathcal{E}_c P_{max}}{S},$$

где $S = \frac{dp}{dh}$ - контактная жесткость на начальном участке ветви разгрузки; ε_c -

коэффициент, зависящий от геометрии индентора.

Жесткость контакта находят по кривой нагрузки индентора. Для больших нагрузок ($P_{max} \ge 1H$) инденторы Берковича и Виккерса считают идеальными и принимают $A_c = 24,5h_c^2$.

Многими исследователями экспериментально зафиксирован размерный эффект при микро- и наноиндентировании различных материалов [10-12]. Однако единого мнения о причинах размерного эффекта не существует.

Выводы.

1. Несмотря на большое количество применяемых методов исследования твердости материалов, до сих пор не выработано строго научного понятия «твердость».

2. Твердость материалов не является простым свойством, описываемым одним числом. Так как во время испытания в зависимости от нагрузки и формы индентора изменяются значения твердости.

3. Широкое применение получила невосстановленная (универсальная) твердость – отношение нагрузки к площади контакта индентора с материалом, имеющая размерность H/мм². Физический смысл универсальной твердости – среднее давление на поверхности контакта.

4. Восстановленная твердость – твердость, при которой используют площадь восстановленного отпечатка. Данный метод не вполне корректный, так как игнорирует упругие свойства материала.

5. Истинная твердость материалов – отношение силы сопротивления внедрению индентора в материал к объему внедренной части индентора. Истинная твердость зависит от геометрической формы индентора, величины прилагаемой нагрузки, глубины внедрения индентора.

6. Сравнение значений твердости, полученных различными методами, не имеет физического смысла.

7. При определении макро-, микро- и нанотвердости необходимо учитывать размерный эффект.

Библиографические ссылки

1. Павлиго Т.М. Терміни та визначення в галузі наноматеріалів і нанотехнологій у стандартах міжнародної організації зі стандарцизації / Т.М. Павлиго, Г.Г. Сердюк, Г.А. Баглюк. – Наноструктурное материаловедение, 2012. – № 3. – С. 70-77.

2. ISO / TS 80004-4:2015 Nanotechnologies – Vocabulary – Part 2: Nanoobjects. Ed. 2015-06-04. ISO, 2015. 10 p.

3. ISO / TS 80004-4:2011 Nanotechnologies – Vocabulary – Part 4: Nanostructured materials. Ed. 2011-12-01. ISO, 2011. 7 p.

4. Богуслаєв В.О. Наноматеріали і нанотехнології: підруч для студентів ВНЗ / В.О. Богуслаєв, О.Я. Качан, Н.Є. Калініна та ін. Під заг. ред. В.О. Богуслаєва. Запоріжжя: Мотор Січ, 2015. – 202 с.

5. Азарєнков М.О. Наноматеріали і нанотехнології: навч. посіб. / М.О. Азарєнков, І.М. Неклюдов, В.М. Берсенєв та ін. Харків: Харківський національний університет ім. В.Н. Каразіна, 2014. – 316 с.

6. Meyer E. VDI-Forschungsheft, Nr 65/66. – 1909.

7. Булычев С.И. Испытание материалов непрерывным вдавливанием индентора / С.И. Булычев, В.П. Алехин. М.: Машиностроение, 1990. – 224 с.

8. ISO 14577-1. Metallic materials - Instrumented indentation test for hardness and materials parameters – Part 1: Test method, 2002. – 31 p.

9. DIN 50359-1. Testing of metallic materials – Universal hardness test – Part 1: Test method. 15 p.

10. Oliver W.C. An improved technique for determining hardness and elastic modulus using load and displacement sensing indentation experiments / W.C. Oliver, G.M. Pharr // J. Mater. Res. 1992. – N_{2} 7. – p. 1572.

11. Мощенок В.И. История, современные достижения и перспективы развития твердометрии / В.И. Мощенок // Вестник Харьковского национального автомобильно-дорожного университета. – 2008.

12. Пятак А.И. Современный метод оценки нанотвердости функциональных поверхностей деталей автомобилей / А.И. Пятак, В.И. Мощенок, Н.А. Лалазарова // Автомобильный транспорт. – 2008.

Надійшла до редколегії 30.09.2019

УДК 629.764:614.839.841.1

В.И. Перлик, А.П. Кремена

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЗАПРАВОЧНОГО ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ НА САМОВОСПЛАМЕНЯЮЩИХСЯ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

Запропоновано підхід до підвищення ефективності безпечної експлуатації заправного обладнання ракет-носіїв на самозаймистих компонентах палива, що полягає у використанні високошвидкісного регульованого диспергованого потоку рідини для нейтралізації заправного обладнання та змиву розлиття компонентів палива.

Ключові слова: заправне устаткування, розлиття, компоненти палива, нейтралізація, диспергована рідина.

Предложен подход к повышению эффективности безопасной эксплуатации заправочного оборудования ракет-носителей на самовоспламеняющихся компонентах топлива, заключающийся в использовании высокоскоростного регулируемого диспергированного потока жидкости для нейтрализации заправочного оборудования и смыва проливов компонентов топлива.

Ключевые слова: заправочное оборудование, пролив, компоненты топлива, нейтрализация, диспергированная жидкость.

An approach is proposed to increase safety of the fueling equipment for launch vehicles, which use hypergolic propellants. It suggests using high-speed adjustable dispersed fluid flow to neutralize the fueling equipment and flush out the straits of propellant components.

Keywords: refueling equipment, strait, fuel components, neutralization, dispersed liquid.

Постановка проблемы и ее связь с научными и практическими задачами. В настоящее время все более широкое применение находят ракетыносители (PH) на экологически чистых компонентах топлива (КТ) (например, PH «Антарес», PH «Falcon 9», PH «Ангара» и др.). Однако, с целью вывода на разные орбиты одной PH нескольких космических аппаратов, по-прежнему используются ракеты, на верхних ступенях или в разгонных блоках которых применяются самовоспламеняющиеся компоненты топлива (например, PH «Ариан-5», PH «Ангара 1.1», PH «Зенит 3SLB», проектируемая PH «Циклон 4М»).

В связи с изложенным, проблема обеспечения безопасной эксплуатации заправочного оборудования (ЗО) ракет, использующих самовоспламеняющиеся КТ, по-прежнему остается актуальной [1].

© Перлик В. И., Кремена А. П., 2019

Анализ достижений и публикаций. В процессе создания и отработки ракетных комплексов сложились структура, способы и средства обеспечения безопасной эксплуатации ЗО.

Для безопасной эксплуатации ЗО необходимо обеспечить [2]:

- автоматизацию заправочных операций;

- блокировку операций заправки при выходе температуры, давления и уровня КТ за допустимые пределы;

- проверку работоспособности системы управления заправкой;

- безопасную сборку разъемных соединений и герметизацию ЗО;

- наддув емкостей и продувку коммуникаций ЗО;

- сброс (дренаж) паров КТ;

- нейтрализацию баков, емкостей и коммуникаций ЗО, а также смыв проливов КТ в случае их возникновения;

- защиту электрооборудования от паров КТ;

- электростатическую безопасность ЗО;

- обслуживание систем и агрегатов ЗО и контроль их технического состояния;

- организационные мероприятия (подготовка и допуск к работе персонала, контроль за его работой и выполнением требований техники безопасности).

Постановка задачи и ее решение. Одной из главных задач обеспечения безопасной эксплуатации ЗО является нейтрализация самовоспламеняющихся КТ. Это обусловлено тем, что такие компоненты относятся к 1 и 2 классу опасности (например, несимметричный диметилгидразин – 1 класс опасности, азотный тетраоксид – 2 класс опасности) и являются весьма токсичными [1, 3].

В практике эксплуатации ракетно-космической техники разработан целый ряд способов нейтрализации самовоспламеняющихся КТ [1, 3, 4], классификация которых приведена в табл. 1.

Таблица 1

ПЕИТ	рализация самовосплам	еняющихся к і
По виду физико-	По агрегатному состоянию	По химическому составу
химических процессов	нейтрализующих агентов	нейтрализующих агентов
- абсорбционный;	- газовый;	- кислотный;
- адсорбционный;	- жидкостной;	- озонный;
- биохимический;	- парогазовый.	- хлорный;
- вакуумный;		- щелочной.
- восстановления;		
- вымораживания;		
- каталитический;		
- окисления;		
- солеобразования;		
- термический;		
- ультразвуковой.		

Нейтрализация самовоспламеняющихся КТ

Ни один из приведенных выше способов нейтрализации не является универсальным. Выбор способа зависит от вида КТ, их количества, фазового состояния, вида нейтрализуемого оборудования и полноты нейтрализации. На практике наибольшее распространение при нейтрализации ракетнокосмической техники получили следующие способы:

- жидкостной (промывание водой или растворами на ее основе);

- газовый (обдув газом);

- парогазовый (пропаривание);

Жидкостной способ получил наибольшее распространение, так как с его помощью можно проводить как частичную, так и полную нейтрализацию емкостей и коммуникаций ЗО, а также смыв проливов КТ для их последующей нейтрализации.

В настоящее время для смыва самовоспламеняющихся КТ используют сплошные струи воды или растворы на ее основе [3, 4]. Однако подача воды в виде сплошных струй приводит к разбрызгиванию КТ, значительным утечкам воды из зоны нейтрализации, малоэффективному воздействию струи на емкости и коммуникации ЗО при их нейтрализации [5]. Необходимо отметить, что запас жидкости (воды) на стартовом комплексе (СК) ограничен, поэтому необходимо обеспечить рациональное и эффективное ее использование. Последнее существенно зависит от плотности, геометрических характеристик и структуры потока жидкости, подаваемого в зону нейтрализации (в частности, от степени дисперсности и скорости капель жидкости в потоке).

При решении задачи повышения эффективности нейтрализации баков, емкостей и коммуникаций ЗО, а также смыва проливов КТ, необходимо исходить из следующего:

- повышение эффективности должно проходить без значительных изменений существующих систем и с минимальными затратами материальных ресурсов и времени;

- включаемые в состав существующих систем новые элементы и технологии должны быть согласованы с технологическим процессом подготовки и осуществления пуска PH.

Для эффективного проведения работ по нейтрализации емкостей, коммуникаций ЗО и смыва проливов КТ необходимо обеспечить:

- уменьшение скорости испарения и сорбцию паров КТ;

- экранирование систем ЗО и проливов КТ от тепловых потоков из окружающей среды;

- необходимое ударное воздействие потока нейтрализующей жидкости для смыва проливов КТ и их остатков из емкостей и коммуникаций ЗО.

Комплексным средством решения указанных подзадач, является применение диспергированных (капельных) потоков воды с характеристиками дисперсности и геометрическими параметрами потока, обеспечивающими возможность реализации следующих требований:

- максимального накрытия всей зоны нейтрализации КТ и их эвакуации со стартового комплекса;

- управления дисперсностью капель потока жидкости;

- управления скоростью потока жидкости.

1. Снижение скорости испарения при нейтрализации пролива КТ потоком диспергированной жидкости достигается формированием на поверхности пролива изолирующего слоя из этой жидкости, а также разбавлением, перемешиванием тонущими И охлаждением пролива каплями диспергированной жидкости. Наряду со снижением скорости испарения происходит сорбция пара в паровоздушном слое. Капли диспергированного потока жидкости, опускающиеся к поверхности пролива КТ, взаимодействуют с ним, захолаживая его наиболее прогретый поверхностный слой и разбавляя пролив, что и приводит к снижению скорости испарения и концентрации пара в паровоздушной зоне проливом. Интенсивность взаимодействия над диспергированной с проливом КТ определяется плотностью жидкости капельного потока, диаметром капель и скоростью их встречи с поверхностью пролива.

Оценки показывают, что при интенсивности диспергированного потока жидкости J \geq 0,2÷0,3 кг/(м²·c) и диаметре капель d_к=(1÷2)10⁻³м, более 85-90% поверхности пролива будет покрыто изолирующим слоем жидкости толщиной $\Delta \geq (0,005 \div 0,01)$ мм, что обусловливает снижение скорости испарения КТ с его поверхности [6].

Кинетика сорбции паров КТ капельной средой диспергированного потока описывается уравнением [6]:

$$\tau \approx \frac{Z}{\beta_c S_{\sum K}} \cdot \ln \frac{C_0 - \frac{\dot{m}_{ucn}}{\beta_c S_{\sum K}}}{C_{oon} - \frac{\dot{m}_{ucn}}{\beta_c S_{\sum K}}}, \qquad (1)$$

где τ – время сорбции паров КТ, с; Z – высота капельного слоя над поверхностью пролива, м; $S_{\Sigma^{K}}$ – поверхность капель в слое высотой Z над поверхностью пролива площадью один метр квадратный, м²; $\dot{m}_{исп}$ – скорость испарения КТ, кг/(м²·c); C_0 – начальная концентрация пара КТ в паровоздушном слое на высоте Z над поверхностью пролива, кг/м³; $C_{доп}$ – допустимая концентрация пара в паровоздушном слое на высоте Z, кг/м³; β_c – кинетический коэффициент сорбции [7]:

$$\beta_{c} = \frac{\dot{m}_{ucn} \cdot S_{\sum K}}{2} \cdot (C_{0} - C_{\partial on}), \, \mathbf{M}^{3} / (\mathbf{M}^{2} \cdot \mathbf{c}).$$
(2)

2. Экранирование от тепловых потоков из окружающей среды. Газокапельная среда диспергированного потока жидкости ослабляет тепловой поток от источника его излучения («огненного шара», факела горящего пролива

КТ) за счет рассеивания. Зависимость этого ослабления от интенсивности диспергированного потока жидкости имеет вид [8]:

$$q = q_0 \cdot \exp(-\beta Z_{2}) \quad , \tag{3}$$

где q – тепловой поток, кВт/м²; β – коэффициент ослабления теплового излучения ($\beta \approx 2J$)[8]; Z_3 – протяженность газокапельного слоя, м; J – интенсивность диспергированного потока, кг/(с·м²).

Толщина Z капельного экрана над проливом, позволяющая снизить интенсивность теплового потока излучения q_0 от сторонних источников энергетических импульсов до уровня, при котором не может возникнуть устойчивое воспламенение паровоздушного слоя, составляет [6],

$$Z = \frac{1}{2J} \cdot \ln \frac{kq_0}{14} + H_{np} \sqrt{1 - \frac{C_{HK\Pi B}}{C_s}},$$
 (4)

где k – коэффициент безопасности ($k = 1,5 \div 2$); $C_{HK\Pi B}$ – концентрация пара в паровоздушном слое, соответствующая нижнему пределу воспламенения (взрываемости), кг/м³ [9, 10].

Как показывают оценки, газокапельный слой протяженностью 15 < Z < 20м обеспечивает значительное (больше чем на 1–2 порядка) ослабление теплового излучения при интенсивности диспергированного потока $J=0,1\div0,2$ кг/(с·м²).

Капельная среда является также эффективным средством охлаждения потоков горячих газов. Это объясняется внесением в конвективную составляющую теплообмена между каплями и горячим газом теплоты фазового превращения. Выражение для расчета охлаждения потока газов с температурой T_2 , движущегося в капельной среде протяженностью δ , имеет вид [6]:

$$\Delta T \le 0,014 \frac{\left(T_{\Gamma} - 373\right)^{1,07}}{C_{P\Gamma} \cdot T_{\Gamma}^{0,545}} \cdot \frac{\overline{W}_{\Gamma}^{0,143} \cdot \delta^{1,43}}{d_{M}^{0,572}} \cdot \frac{J}{\dot{m}_{C\Gamma}},$$
(5)

где T_{Γ} – температура потока горячих газов, К; $C_{P\Gamma}$ – теплоемкость газа, кДж/(кг·К); \overline{W}_{Γ} – скорость движения горячего газа относительно капель, м/с; d_{M} – медианный диаметр капель, м; $\dot{m}_{C\Gamma}$ – расход потока горячих газов, кг/(м²·с).

Отсюда, в частности, следует, что чем выше дисперсность капельной среды, т.е. чем меньше d_M, тем интенсивнее протекает процесс захолаживания потока горячих газов.

3. Ударное воздействие диспергированным потоком жидкости на поверхность, загрязненную проливом КТ, а также на стенки емкостей и коммуникаций ЗО является эффективным способом для удаления образующейся пленки КТ, а также различного осадка и окислов.

117

Для диспергированного потока жидкости в предположении, что поток монодисперсный и распределение капель по длине потока постоянное, давление на стенку определяется по формуле:

$$P = \frac{6cv\rho \dot{Q}td_{CTP}}{\pi d_{CTP}^2 L_{\text{max}}},\tag{6}$$

где *с* – скорость звука в воде, м/с; *v* – скорость капель, м/с; ρ – плотность жидкости, кг/м³; \dot{Q} – расход жидкости, м³/с; *t* – время, с; d_{CTP} – диаметр струи, м; L_{max} – дальнобойность гидроимпульсной струи.

Как отмечается в [11], для обеспечения ударного воздействия на преграду скорость капель должна быть не менее 72 м/с.

различных способов диспергирования Анализ жидкостей [12]. ориентированный на реализацию приведенных ранее требований и повышение безопасности эксплуатации заправочного оборудования СК РН в целом, позволил сделать вывод о целесообразности использования гидроимпульсного диспергирования, представляющего собой комбинацию гидравлического и импульсного способов. При гидроимпульсном диспергировании пульсации жидкости, наиболее существенно давления потоке влияющие В на дисперсность, параметры и характеристики потока, генерируются за счет энергии самого потока при фиксированном питательном напоре.

Соотношения для определения основных параметров и характеристик потока гидроимпульсной струи в зависимости от частоты пульсаций давления имеют вид [12]:

- медианный диаметр капель

$$d_{M} = 0,4kf \frac{(1-kf)H_{n}^{0.5}H_{u}^{0.5} + kf \cdot H_{u}}{\left[(1-kf)H_{n} + kf \cdot H_{u}\right]^{2}} + 0,135 \frac{(1-kf)H_{n}^{0.5} - kf \cdot H_{u}^{0.5}}{(1-kf)H_{n} + kf \cdot H_{u}} , \text{ M, } (7)$$

где f – частота, Гц; H_n – питательный напор, м; H_u – напор в импульсе, м; k – коэффициент (k = 0,0025);

- угол раскрытия гидроимпульсной струи

$$\beta_{\phi} \approx 1, 1\beta_{CTP}, \qquad (8)$$

где β_{CTP} – угол раскрытия сплошной струи, град;

- дальнобойность гидроимпульсной струи

$$L_{\max} = 0.9L_{\max}^*$$
, (9)

где L_{\max}^* – дальнобойность сплошной струи, соответствующая заданным значениям H_n и d_0 м;

118

- интенсивность подачи потока диспергированной жидкости

$$J = 4 \cdot 10^{-3} \frac{d_0^2 H_n^2}{S_n}, \text{ KG/(c·m^2);}$$
(10)

- начальная скорость диспергированного потока жидкости

$$V_{yn} = \sqrt{2g} \cdot \varphi \left[H^{0.5} + \frac{H_u^{0.5}(H_u^{0.5} - H_n^{0.5})}{H_u^{0.5} + \frac{1 - \gamma}{\lambda} H_n^{0.5}} \right].$$
(11)

Выводы. В целом результаты проведенного исследования позволяют сделать вывод, что применение гидроимпульсного диспергирования является наиболее эффективным методом для подавления или уменьшения интенсивности опасных факторов нейтрализации емкостей при И коммуникаций ЗО и проливов КТ.

В рамках реализации предлагаемого пути повышения безопасной эксплуатации заправочного оборудования СК РН, разработаны, изготовлены и испытаны образцы устройств различной размерности для генерирования гидроимпульсных струй, характеризующиеся технологичностью и высокой работоспособностью. Характерной особенностью устройств является их высокая надежность и полная функциональная совместимость со штатным гидравлическим оборудованием существующих систем СК [5, 13, 14].

Библиографические ссылки

1. Колесников С.В. Окисление несимметричного диметилгидразина (гептила) и идентификация продуктов его превращения при проливах / С.В. Колесников. – Новосибирск: Изд. СибАК, 2014. – 110 с.

2. Хлыбов В.Ф. Основы устройства и эксплуатации заправочного оборудования / В.Ф. Хлыбов. – М.: МО РФ, 2003. – 248 с.

3. Химотология ракетных и реактивных топлив [Текст] / Под ред. А.А. Браткова. – М.: Химия, 1987. – 380 с.

4. Цуцуран В.И. Военно-технический анализ состояния и перспектив развития ракетных топлив [Текст] / В.И. Цуцуран, Н.В. Петрухин, С.А. Гусев. – М.: МО РФ, 1999. – 332 с.

5. Заволока А.Н. Пожаробезопасность эксплуатации стартовых комплексов ракет-носите-лей: проблемы и перспективы повышения / А.Н. Заволока, А.П. Кремена, А.В. Нестеров и др. // Техническая механика. – 2009. – №2. – С. 53–61.

6. Кремена А.П. Обеспечение химической и взрывопожарной безопасности проливов компонентов топлива на стартовых комплексах ракет-

носителей / А.П. Кремена, Н.Ф. Свириденко // Техническая механика. – 2014. – №1. – С. 95–104.

7. Ермашкевич В.Н. Гидро- и термодинамика насосных систем энергоустановок на черырехокиси азота [Текст] / В.Н. Ермашкевич. – Минск.: Наука и техника, 1987. – 287 с.

8. Иванов Е.Н. Пожарная защита открытых технологических установок. – М.: Химия, 1975. – 200 с.

9. Рябцев Н.И. Природные и искусственные газы [Текст] / Н.И. Рябцев. – М.: Стройиздат, 1967. – 326 с.

10. Драйздейл Д. Введение в динамику пожаров. [Текст] / Пер. с англ. К. Бомштейна. – М. : Стройиздат, 1990. – 424 с.

11. Ковалев В.И. Основные физические параметры процесса соударения струи суспензии с преградой в безножевой размольной установке / В.И. Ковалев, А.А. Ерофеева, Ю.Д. Алашкевич // Химия растительного сырья. – 2009. – №3. – С. 165–168.

12. Бабенко В.С., Манько И.К., Кремена А.П. Диспергирование гидроимпульсной струи // Проблемы пожарной безопасности. – 2004. – №16. – С. 21-34.

13. Перлик В.И. Выбор и расчет основных проектных и конструктивных параметров ствольной системы пожаротушения на стартовом комплексе космической ракеты-носителя / В.И. Перлик, А.П. Кремена // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч. трудов. – Днепропетровск, 2005. – Вып. 1. – С. 65–78.

14. Патент 60373 Україна, МКИ А62С3/00. Пристрій для одержання струменя рідини з керованою дисперсністю крапель / А.П. Кремена, Ю.С. Олексієв, О.О. Нода та ін.; заявник і патентоволодар Нода О.О. (Україна). – 2001031839; заявл. 20.03.01; опубл. 15.10.2003, Бюл. №10.

Надійшла до редколегії 10.10.2019

УДК 923.554

А.Н. Петренко^{1,2}, С.Н. Кулагин², С.Толок², В.В. Сербин², Д. Вороновский², В. Маслов²

¹Днепровский национальный университет им. Олеся Гончара, ²Space Electric Thruster Systems (SETS)

ХОЛЛОВСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ ST-25 ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Наведено результати розробки та експериментальних випробувань Холловського двигунаST-25, призначеного для використання на малих космічних апаратах. З метою зниження електричної потужності, що споживається, в магнітній системи двигуна використаний постійний магніт. В процесі відпрацювання двигуна його лабораторні випробування проводились з лабораторними прототипами джерел електроживлення. Заключні випробування були проведені з льотним прототипом джерела живлення розряду. Лабораторні випробування підтвердили правильність технічних рішень, які було закладено в конструкцію двигуна. Була відпрацьована методика запуску двигунаST-25 при використанні накального катоду та льотного прототипу джерела електроживлення розряду. Підтверджена можливість використання такого типу Холловський двигунів на космічних апаратах, бортова електрична потужність яких обмежена величиною 300 - 500 Вт.

Ключові слова: Холловський двигун, малі космічні апарати, магнітна системахолловського двигуна, постійний магніт, лабораторні випробування холловського двигуна, льотний прототип джерела живлення розряду, параметри холловського двигуна.

результаты разработки И Приведены экспериментальных испытаний Холловского двигателя ST-25, предназначенного для применения на малых космических аппаратах. С целью снижения потребляемой электрической мощности в магнитной системе двигателя применен постоянный магнит. В процессе отработки двигателя его лабораторные испытания проводились с лабораторными прототипами источников электропитания. Заключительные испытания были проведены с летным электропитания Лабораторные прототипом источника разряда. испытания подтвердили правильность технических решений, заложенных в конструкцию двигателя.Была отработана методика запуска двигателя ST-25 при использовании накального катода и летного прототипа источника электропитания разряда. Подтверждена возможность применения такого типа Холловских двигателей на космических аппаратах, бортовая электрическая мощность которых ограничена величиной 300 - 500 Вт.

Ключевые слова: Холловский двигатель, малые космические аппараты, магнитная система холловского двигателя, постоянный магнит, лабораторные испытания холловского двигателя, летный прототип источника электропитания разряда, параметры холловского двигателя.

Results of development and experimental tests of Hall Thruster ST-25 are presented. This thruster is intended for application on small space vehicles. With the purpose of decrease

[©] Петренко А.Н., Кулагин С.Н., Толок С., Сербин В.В., Вороновский Д., Маслов В., 2019

of input electric power in the magnetic system of thruster a permanent magnet is applied. In the process of the thruster development his laboratory tests were conducted with the laboratory prototypes of electric power supplies. Final tests were conducted with the flying prototype of discharge power supply.Laboratory tests have confirmed the rightness of the technical decisions stopped up in the construction of Thruster. Methodology of the thruster ST-25 start at the use of preheated cathode and flying prototype of the discharge power supply were improved. Possibility of application of such type of Hall Thrusters on space vehicles with the size of on-board electric power of that is limited to the size 300 - 500 W were confirmed.

Key words: Hall Thruster, small space vehicles, magnet system of Hall Thruster, permanent magnet, laboratory tests of the Hall Thruster, flying prototype of the discharge power supply, parameters of the Hall Thruster.

Постановка задачи. Электрические ракетные двигатели (ЭРД) широко используются на космических летательных аппаратах (КЛА) для решения задач ориентации и стабилизации, поддержания и изменения параметров орбиты, торможения КЛА после окончания выполнения миссии. Наиболее широко применяемыми ЭРД являются двигатели М-70 и СПД-100, разработанные ОКБ Калининград, Россия) [1]. Указанныедвигатели «Факел» (г. имеют потребляемую мощность 660 – 1200 Вт и используются на космических аппаратах, имеющих на борту достаточную величину электрической мощности. В то же время, для современного этапа развития космической техники характерно значительное снижение массы космических аппаратов, в результате чего уровень электрической энергии на борту КЛА не превышает 400 – 500 Вт, а для электрических ракетных двигателей может быть выделено не более 200 -300 Вт электрической мощности [2]. Отсюда вытекает задача разработки электрических ракетных двигателей с потребляемой мощностью не более 200 – 300 Вт. К сожалению, для электрических ракетных двигателей невозможно применить принцип масштабирования, поэтому разработка электрического двигателя малых космического аппарата ракетного для является самостоятельной научно-технической проблемой.

Решение поставленной задачи. Для решения задачи по созданию электрического ракетного двигателя для малых космических аппаратов был выбран один из разновидностей Холловского двигателя, а именно двигатель с диэлектрическим ускорительным каналом, в котором реализовано продольное электрическое и радиальное магнитное поля.

Особенностью конструкции двигателя ST-25 является то, что с целью снижения затрат электрической энергии на формирование радиального магнитного поля в ускорительном канале двигателя в области центрального магнитопровода использован постоянный магнит [3]. Магнит выполнен из материала SmCo, точка Кюри которого составляет 810 – 900°С, поэтому такой магнит можно использовать при рабочей температуре около 350°С. В качестве внешних электромагнитов используются 4 традиционных электромагнита, которые пропускается стабильный ток от отдельного через источника электропитания. Конструктивная схема двигателя ST-25 (без катода) представлена на рис. 1.



Рис. 1. Конструктивная схема Холловского двигателя ST-25 (без катода)

Двигатель состоит из кольцевой разрядной камеры и магнитной системы, создающей радиальное магнитное поле. Рабочее вещество (ксенон) подаётся в анод, расположенный в основании разрядной камеры. В разрядной камере формируется дуговой разряд между анодом и внешним полым катодом. Ионы, которые образуются в результате дугового разряда, ускоряются продольным электрическим полем. Поток ускоренных ионов на выходе ускорительного канала двигателя нейтрализуется электронами, поступающими из полого катода. Таким образом, за срезом двигателя формируется поток нейтральных атомов рабочего газа, который определяет величину тяги двигателя.

Для двигателя ST-25 был разработан полый катод, который обеспечивает поддержание дугового разряда в ускорительном канале ST-25 и нейтрализацию ионного пучка. Рабочий ток катода, при котором поддерживается авторежим его работы, составляет 0,5...1,0 А, величина расхода рабочего газа через катод лежит в диапазоне 0,08...0,12 мг/с.

Лабораторные испытания разработанного двигателя. Для подачи расхода рабочего газа в анодный блок и полый катод использовалась лабораторная система хранения и подачи рабочего газа, которая состоит из баллона с ксеноном, редуктора, манометра и устройства управления и измерения расхода (рис. 2). Необходимая величина расхода задавалась с помощью расходомеровF-201CV фирмы Bronkhorst.



Рис. 2. Лабораторная система хранения и подачи рабочего газа

Лабораторные испытания разработанного двигателя были проведены в два этапа. На первом этапе двигатель испытывался с лабораторными источниками электропитания: источником разряда, обеспечивающим стабилизацию напряжения разряда; источником тока электромагнита и источником поджига полого катода. Схема включения анодного блока и катода двигателя показана на рис. 3.

Результаты лабораторных испытаний при использовании лабораторных источников электропитания представлены на рис. 4–7. На графиках представлены зависимости тяги двигателя от напряжения разряда и мощности разряда при фиксированных значениях расхода; тяги двигателя от расхода рабочего вещества при фиксированных значениях напряжения разряда, а также величины удельного импульса от напряжения разряда.







Рис. 4. Зависимость тяги двигателя ST-25 от напряжения разряда



Рис. 5. Зависимость тяги двигателя ST-25 от массового расхода анодного блока



Рис. 6. Зависимость тяги двигателя ST-25 от мощности разряда



Рис. 7. Зависимость удельного импульса двигателя ST-25 от напряжения разряда

Известно [4], что параметры и характеристики Холловских двигателей, полученные с использованием лабораторных источников электропитания, могут существенно отличаться по сравнению с данными, полученными с применением летных прототипов источников электропитания. Поэтому с целью получения реальных параметров и характеристик разработанного двигателя ST-25 на втором этапе лабораторных испытаний двигателя использовался летный прототип источника электропитания разряда PPU-400, общий вид которого приведен на рис. 8. Основные технические характеристики PPU-400 приведены в табл. 1.



Рис. 8. Общий вид летного прототипа источника разряда PPU-400

В результате проведения лабораторных испытаний разработанного двигателя ST-25 с летным прототипом источника электропитания разряда получены зависимости тяги от массового расхода рабочего газа через анод и мощности разряда; величины удельного импульса двигателя и его КПД от мощности разряда. Графики экспериментальных зависимостей представлены на рис. 9–12.

Таблица 1

ларактеристики источника раз	бряда I I О-400
Параметры	Величина
Входное напряжение, В	2036
Максимальная потребляемая мощность, Вт	400
Максимальная мощность разряда, Вт	300
Напряжение источника разряда, В	50400
Максимальная мощность источника поджига, Вт	50
Напряжение поджига, В	1501200
К.П.Д., %	> 95
Масса РРИ-400, кг	
Размеры, мм	220x150x75

Характеристики источника разряда PPU-400



Рис. 9. Зависимость тяги ST-25 от массового расхода через анод



Рис. 10. Зависимость тяги ST-25 от мощности разряда



Рис. 11. Зависимость удельного импульса ST-25 от мощности разряда



Рис. 12. Зависимость КПД двигателяST-25 от мощности разряда

Выводы по результатам разработки и испытаний.

1. В результате проведенных работ был разработан, изготовлен и прошел лабораторные испытания Холловский двигатель ST-25, основные характеристики которого приведены в табл. 2, а общий вид - на рис. 13.

2. Лабораторные исследования подтвердили эффективность использования в структуре магнитной системы двигателя ST-25 постоянного магнита, в результате чего удалось значительно снизить потребляемую мощность двигателя.

3. Характеристики и параметры двигателя ST-25, полученные при использовании лабораторных источников электропитания, были подтверждены результатами испытаний двигателя с летным прототипом источника электропитания разряда.

4. Была отработана методика запуска двигателя ST-25 при использовании накального катода и летного прототипа источника электропитания разряда.

5. В результате проведенных лабораторных испытаний двигателя ST-25 была подтверждена возможность применения такого типа Холловских двигателей на космических аппаратах, бортовая мощность которых ограничена величиной 300 – 500 Bт.

Таблица 2

Аарактеристики двигателя 51-25				
Параметры	Величина			
Потребляемая мощность, Вт	100 180			
Напряжение разряда, В	240 280			
Мощность электромагнита, Вт	< 10			
Мощность нагревателя катода, Вт	<50			
Массовый расход через анод, мг/с	0,550,75			
Массовый расход через катод, мг/с	0,1			
Тяга, мН	511			
Удельный импульс, с	<1200			
Тяговый к.п.д., %	<30			
Цена тяги, Вт/мН	1921			
Масса двигателя, кг (включая один катод)	0,75			
Размеры (без катода), мм	79x79x79,5			
Ресурс работы (оценка), час	3000			

ALTADHATHICH HENFATARA ST-25



Рис. 13. Общий вид Холловского двигателя ST-25

Библиографические ссылки

1. Архипов А.С. Стационарные плазменные двигатели Морозова / А.С. Архипов, В.П. Ким, Е.К. Сидоренко. – М.: МАИ, 2012. – 292 с.

2. Гопанчук В.В., Потапенко М.Ю. Электрореактивные двигатели для малых космических аппаратов / В.В. Гопанчук, М.Ю. Потапенко. Вестник Балтийского федерального университета им. И. Канта. 2012. Вып. 4. С. 60 – 67.

3. Rossi A.Parametric optimization of a Hall Effect Thrustert magnetic circuit / A. Rossi, F. Messine, c. Henaux, S. Sanogo. Processing of 34th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2015-40, Hyogo-Kobe, Japan, 2015.

4. Petrenko O. Results of Research of Steady Work Models of Stationary Plasma Thrusters. Processing of the 47th International Astronautical Congress, IAF-96-S.3.03, Beijing, China, 1996.

5. Petrenko O.The effect of power supply output characteristics on the operation of the SPT-100 Thruster / O. Petrenko, Hamley, J.A., Sankovic, J.M.Processing of the 24th International Electric Propulsion Conference, IEPC-95-241, Moscow, Russia, September 19-23, 1995.

6. Bugrova A.I., Desiatskov A.V., Kaufman H.R., et al. Design and experimental investigation of a small closed drift thruster // Proc. of the 27th International Electronic Propulsion Confer-ence. 2001. IEPC-2001-344.

7. Polk J. Electric propulsion in the USA // Proc. of the 30th International Electronic Propulsion Conference (Florence, Italy, 2007). IEPC-2007-368.

Надійшла до редколегії 15.11.2019

УДК 620.22:620.17

О. П. Роменская¹, Т. А. Манько¹, И. А. Гусарова²

¹Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара ²Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»

ПЛАЗМЕННАЯ ОБРАБОТКА, КАК МЕТОД ПОВЫШЕНИЯ РЕАКЦИОННОЙ СПОСОБНОСТИ УГЛЕНАПОЛНИТЕЛЯ, ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ С ЭПОКСИДНОЙ МАТРИЦЕЙ

Фізико-механічні характеристики полімерних композиційних матеріалів безпосередньо залежать від якості наповнювача, що входить до їх складу, і міжфазної адгезії на межі «наповнювач-сполучник». У роботі з метою збільшення адгезійної зв'язку між наповнювачем і сполучником проводили атмосферну плазмову обробку вуглецевих волокон типу УКН/5000, НТА40 в середовищі акрилової кислоти (C₃H4O₂) і аліламін (C₃H₄N). Встановлено, що при обробці в середовищі акрилової кислоти на поверхні вуглецевого волокна в порівнянні з вихідним матеріалом утворюється значна кількість функціональних груп C = O, відповідальних за адгезійну міцність.

Ключові слова: вуглецеве волокно, епоксидна матриця, плазма, функціональні групи, змащувальність.

Физико-механические характеристики полимерных композиционных материалов напрямую зависят от качества наполнителя, входящего в их состав, и межфазной адгезии на границе «наполнитель-связующее». В работе с целью увеличения адгезионной связи между наполнителем и связующим проводили атмосферную плазменную обработку углеродных волокон типа УКН/5000, НТА40 в среде акриловой кислоты (C₃H₄O₂) и аллиламина (C₃H₄N). Установлено, что при обработке в среде акриловой кислоты на поверхности углеродного волокна по сравнению С исходным материалом образуется значительное количество функциональных групп С=О, ответственных за адгезионную прочность.

Ключевые слова: углеродное волокно, эпоксидная матрица, плазма, функциональные группы, смачиваемость.

The physicomechanical characteristics of polymer composites directly depend on the quality of the filler in their composition and the interfacial adhesion at the "filler-binder" interface. In order to increase the adhesive bond between the filler and the binder, atmospheric plasma treatment of carbon fibers UKN / 5000 was carried out in an environment of acrylic acid (C3H4O2) and allylamine (C3H4N). It has been established that, when processing in an acrylic acid environment, a significant amount of C = O functional groups responsible for adhesive strength are formed on the surface of carbon fiber compared to the starting material.

Keywords: carbon fiber, epoxy matrix, plasma, functional groups, wettability.

Введение. С целью улучшения адгезионной связи на границе раздела фаз «наполнитель-связующее» применяют различные методы поверхностной

[©] Роменская О. П., Манько Т. А., Гусарова И. А., 2019

обработки наполнителя. Такими методами являются электрохимическое окисление, окисление кислотами и щелочами, нанесение наночастиц, плазменная обработка и другие [1-2].

Плазменные методы обработки наполнителя представляют собой воздействие на материал плазмы газовых разрядов: тлеющего, барьерного, коронного, искрового, дугового, высокочастнотного и сверхвысокочастотного. Они позволяют направленно изменять поверхностную структуру и физикомеханические характеристики наполнителя.

Плазменная обработка при различных режимах является одной из перспективных и экологически безопасных технологий, не приводящей к деструкции материалов [3-4].

Постановка задачи. В работе с целью повышения реакционной способности поверхности угленаполнителя предложено использование метода атмосферной плазменной обработки в двух средах: акриловой кислоты $(C_3H_4O_2)$ и аллиламина (C_3H_4N) . Применение данных соединений, в качестве добавки к плазмообразующему газу позволяет адсорбировать на поверхности угленаполнителя молекул мономера, аналогичных с полимером матрицы (функциональных групп амина, амида, винила, акрилата, силоксана).

Объект исследований. Исследование влияния плазменной обработки на реакционную способность угленаполнителя проводили на традиционных и модифицированных углеродных волокнах типа УКН/5000, НТА40 при взаимодействии с эпоксидной матрицей, состоящей из смолы с эпоксидной основой Araldite LY 1135, усорителя Accelerator 960 и отвердителя Aradur 917 (Huntsman).

Методология исследований. При разработке метода плазменной обработки угленаполнителя оценивалась температура воздействия плазмообразующего газа [5].

Выбор плазмообразующего газа основывался на функциональных группах, которые в результате плазменной обработки адсорбируются на поверхности угленаполнителя. В работе, в качестве плазмообразующего газа использовали воздух, образующий кислородсодержащие группы (ОН, СООН, C=O,C-O-C,-O-O-), ответственные способность поверхности за угленаполнителя поверхности К смачиванию. Для осаждения на угленаполнителя функциональных аминных групп (NH₂,NH и др.), отвечающих за реакционную способность наполнителя сшивки с эпоксидной матрицей прекурсором к плазмообразующему газу использовали акриловую кислоту (C₃H₄O₂) и аллиламин (C₃H₄N).

Метод плазменной обработки заключается в следующем, углеродное волокно пропускали через плазменное свечение, созданное диэлектрическим барьерным разрядом (плазменным потоком) при атмосферном давлении с прекурсором (акриловая кислота или аллиламин), при температуре плазменного потока 60-80 °C.

Результаты исследований. Для анализа состояния обработанной поверхности углеродного волокна проводили рентгеновскую фотоэлектронную спектроскопию (РФЭС) на электронном спектрометре Kratos AxisUltra DLD. Поверхностный состав исследуемых углеродных волокон оценивали по изменению рентгеновского фотоэлектронного спектра при немонохроматическом AlKa – излучении с энергией фотона hv = 1486.6 эВ.

При действии рентгеновских лучей на углеродное волокно внутренние и валентные электроны выбиваются. Они попадают в детектор, который регистрирует энергию и интенсивность пучка фотоэлектронов и представляет их в виде спектра.

Результаты РФЭС углеродных волокон исходных и обработанных атмосферной плазмой в среде акриловой кислотой и аллиламина представлены в виде табл. 1 и энергетических спектрах связи элементов (рис. 1), по которым на основании имеющегося банка данных идентифицируют функциональные группы на поверхности углеродного волокна [6-7].

Таблица 1

пселедуемых упперодных волокон						
	Содерж	сание	~			
Наименование наполнителя	элементов в		Содержание функциональных групп в спектре			
	поверхно	остном	1s уровня углерода			
	составе в	олокна				
	С, %	0, %	C-C, %	С-О-Н, %	C=O, %	O=C-OH, %
Исходное углеволокно	68	33	64	25	1	10
Углеволокно,						
обработанное плазмой	74	26	52	25	16	7
с акриловой кислотой						
Углеволокно,						
обработанное плазмой	74	26	68	19	8	5
с аллиламином						

Содержание элементов в поверхностном слое исследуемых углеродных волокон



Рис.1. Рентгеновский фотоэлектронный спектр углеродного волокна: а – исходное; б – обработанное атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты; в – обработанное атмосферной плазмой в среде аллиламина

На основании результатов РФЭС поверхностного слоя исходного углеродного волокна и обработанного атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты и в среде аллиламина обнаружены функциональные группы С-С, С-О-Н, С=О и О=С-ОН. При этом в исходном состоянии на поверхности волокна содержание функциональных углеродного групп составляет C-C = 64 %, C-O-H = 25%, C=O = 1% и O=C-OH = 10%, что подтверждено рентгеноспектрального анализа (рис.1а). После обработки данными углеродного волокна атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты содержание в поверхностном слое волокна функциональных групп С-С уменьшается до 52 %, С-О-Н не изменяется и составляет 25%, С=О – увеличивается до 16%, a O=C-OH уменьшается до 7% (рис. 1б), а при обработке в среде аллиламина, содержание функциональных групп С-С увеличивается до 68 %, С-О-Н – уменьшается до 19%, С=О – увеличивается до 8%, а О=С-ОН уменьшается до5% (рис.1в).

Показано, что обработка атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты и в среде аллиламина повышает количество функциональных групп, ответственных за способность поверхности угленаполнителя к смачиванию и прочность сцепления на границе «наполнитель-связующее», и как следствие, их наличие прогнозирует повышение физико-механических характеристик углепластика при плазменной обработке.

С целью оценки способности углеродных волокон исходных и обработанных атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты и аллиламина к смачиванию связующим Huntsman рассчитывали равновесный краевой угол смачивания.

В табл. 2 приведены характеристики капель связующего Huntsman, сформированных на поверхности углеродного волокна исходного и обработанного атмосферной плазмой в среде акриловой кислотой и аллиламина.

Таблица 2

на повераности углеродных волокон				
Наименование углеродного волокна	Длина волокна, смачиваемого каплей связующего l, мкм	Высота капли связующего на волокне h, мкм	Равновесный краевой угол смачивания Ө, град	
Исходное	27,4	3,44	28	
Обработанное плазмой с акриловой кислотой	61,1	6,13	23	
Обработанное плазмой с аллиламином	42,5	4,76	26	

Характеристики капель эпоксидного связующего, сформированных на поверхности углеродных волокон

Приведенные в таблице 2 характеристики капель были получены в результате микроскопического исследования процесса формирования и растекания капли связующего на поверхности угленаполнителя (рис. 2).



Рис. 2. Процесс растекания капли связующего Huntsman на поверхности углеродного волокна (×5000): а – исходное; б - обработанное плазмой с акриловой кислотой;

в - обработанное плазмой с акриловой кис

На основании полученных значений равновесных краевых углов смачивания исследуемого угленаполнителя установлено, что наибольшей смачиваемостью обладает углеродное волокно, обработанное атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты. При этом, величина угла смачивания поверхности исходного волокна составила 28 град. Для углеродного волокна, обработанного атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты равновесный краевой угол смачивания соответствует значению 23 град., а для обработанного в среде аллиламина – 26 град.

Выводы. С целью повышения адгезионной прочности в контакте «наполнитель-связующее» предложено использование метода атмосферной плазменной обработки поверхности угленаполнителя в двух средах: акриловой кислоты (C₃H₄O₂) и аллиламина (C₃H₄N).

Установлено, что атмосферная плазменная обработка в среде акриловой кислоты и аллиламина позволяют адсорбировать на поверхность материала функциональные группы, такие как С-С, С-О-Н, С=О и О=С-ОН.

При обработке в среде акриловой кислоты на поверхности углеродного волокна по сравнению с исходным материалом образуется значительное количество функциональных групп С=О, ответственных за адгезионную прочность.

Показано улучшение смачиваемости углеродных волокон в случае его плазменной обработки. Для углеродного волокна, обработанного атмосферной плазмой в среде акриловой кислоты равновесный краевой угол смачивания соответствует значению 23 град., а для обработанного в среде аллиламина – 26 град, что на 18 и 7% меньше величины угла смачивания поверхности исходного волокна, которая составила 28 град.

Таким образом, предложенный метод атмосферной плазменной обработки поверхности углеродных волокон типа УКН/5000, НТА40 является перспективным при изготовлении ПКМ с повышенными физико-механическими характеристиками.

Библиографические ссылки

1. W.J. Work, K. Horie, M. Hess, R.F.T. Stepto, Dfinition of terms related to polymer blends, composites, and multiphase polymeric materials (IUPAC recommendations 2004), Pure Appl. Chem. 76 (11) (2004) 1985–2007.

2. T. Twardowski, Introduction to Nanocomposite Materials: Properties, Processing, Characterization, DESTech Publications, 2007.

3. Kim M. H., Rhee K. Y., Kim H. J., Jung D. H. Surface modification of carbon/epoxy prepreg using oxygen plasma and its effect on the delamination resistance behavior of carbon/epoxy composites. Mater. Sci. and Eng. A. 2007. 448, N 1-2.C. 269-274.

4. Сергеева Е.А. Прочностные характеристики композиционных материалов на основе плазмоактивированных сверхвысокомолекулярных полиэтиленовых волокон / Е.А. Сергеева, А.Р. Ибатуллина, А.С. Брасаев // Вестник Казанского технологического университета - 2014. -№7. – с. 133-135.

5. Mallick PK. Fiber reinforced composites: material, manufacturing and design,3rd ed. New York: CRC Press, 2008; Paiva JMF Mechanical and morphological characterizations of carbon fiber fabric reinforced epoxy composites used in aeronautical field, Mater Res, 2009.

6. Нефедов В. И. Рентгеноэлектронная спектроскопия химических соединений: справочник.—М.: Химия, 1984.

7. Мазалов Л. Н. Рентгеновские спектры. —Новосибирск: ИНХСОРАН, 2003.

Надійшла до редколегії 15.09.2019

УДК 621.454.2.046.4:53.04

И.В. Седых, Д.С. Назаренко, А.Н. Минай, Я.О. Бабийчук Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРЕМЕНИ ОСАЖДЕНИЯ ТОПЛИВА В СФЕРИЧЕСКОМ БАКЕ ПЕРЕД ПОВТОРНЫМ ВКЛЮЧЕНИЕМ МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ

В роботі розглянуто випадок осадження палива в баку окислювача космічного ступеня ракети з використанням двох двигунів малої тяги перед повторним включенням маршового двигуна. Підтверджено розрахунково-експериментальний метод визначення потрібного часу осадження палива, який поєднує проведення експериментального відпрацювання і чисельного моделювання осадження палива, що дозволяє проводити необхідні дослідження з необхідною точністю і істотно скоротити обсяг випробувань і потребу в матеріально-технічному оснащенні експериментальної бази.

Ключові слова: осадження палива, стенд невагомості, чисельне моделювання, заспокоєння палива.

В работе рассмотрен случай осаждения топлива в баке окислителя космической ступени ракеты с использованием двух двигателей малой тяги перед повторным включением маршевого двигателя. Подтвержден расчетно-экспериментальный метод определения потребного времени осаждения топлива, совмещающий проведение экспериментальной отработки и численного моделирования осаждения топлива, что позволяет проводить необходимые исследования с требуемой точностью и существенно сократить объем испытаний и потребность в материально-техническом оснащении экспериментальной базы.

Ключевые слова: осаждение топлива, стенд невесомости, численное моделирование, успокоение топлива.

The paper deals with the case of fuel deposition in the oxidizer tank of the space stage of the rocket using two low-thrust engines before re-starting the main engine. In addition, confirmed a computational-experimental method for determining the required time for fuel deposition, which combines experimental testing and numerical simulation of fuel deposition, which allows carrying out the necessary research with the required accuracy and significantly reducing the amount of testing and the need for material and technical equipment of the experimental base.

Keywords: fuel deposition, zero gravity stand, numerical simulation, fuel calming.

Вступление. В условиях орбитального полета космической ступени ракеты-носителя (PH) паузы между включениями маршевого двигателя (МД) могут достигать нескольких часов. При этом под воздействием различных факторов, таких, как микрогравитация, давление солнечного ветра, остаточное аэродинамическое сопротивление и др., топливо в баке может занимать произвольное положение, в том числе скапливаться у верхнего днища. Для

[©] Седых И.В., Назаренко Д.С., Минай А.Н., Бабийчук Я.О., 2019

обеспечения повторного запуска маршевого двигателя в ракетной технике нашел применение метод, согласно которому до команды на запуск маршевого двигателя при помощи двигателей малой тяги создается продольное ускорение, благодаря чему происходит осаждение, топлива, успокоение его колебаний и сепарация из него газовых включений.

Постановка задачи. Традиционная методика расчета времени осаждения топлива для космических ступеней перед повторным включением маршевого двигателя, основанная на экспериментальных работах, которые проводились различными проектными организациями как на стендах невесомости, так и на летающих лабораториях [1 – 5], подробно изложена в работах авторов [6 – 7], где рассмотрен случай тороидальных баков.

В настоящей работе рассмотрен случай осаждения топлива (окислителя) в сферическом баке космической ступени РН с использованием двух двигателей малой тяги перед включением маршевого двигателя. Продольное ускорение от работы двигателей малой тяги составляло 0,016 м/с². Предполагалось, что весь объем топлива первоначально был сконцентрирован у верхнего днища.

Экспериментальная отработка осаждения топлива, согласно [7], совмещена с проведением численного моделирования, что позволяет сократить сроки и объёмы экспериментальных работ.

Таким образом, работы проводились в два этапа. На первом этапе проводилась экспериментальная отработка – испытания на стенде невесомости модельной емкости в масштабе 1:12. При моделировании процесса осаждения гидродинамическое подобие поведения жидкости в натурном баке и модельной емкости будет соблюдено при равенстве для модели и натуры критериев Бонда *Bo* и Фруда *Fr* [8 – 10]:

$$Bo = \frac{\rho_{\scriptscriptstyle H} \cdot a_{\scriptscriptstyle H} \cdot l_{\scriptscriptstyle H}^{\ 2}}{\sigma_{\scriptscriptstyle H}} = \frac{\rho_{\scriptscriptstyle M} \cdot a_{\scriptscriptstyle M} \cdot l_{\scriptscriptstyle M}^{\ 2}}{\sigma_{\scriptscriptstyle M}}, \qquad (1)$$

$$Fr = \frac{a_{\scriptscriptstyle H} \cdot \tau_{\scriptscriptstyle H}^2}{l_{\scriptscriptstyle H}} = \frac{a_{\scriptscriptstyle M} \cdot \tau_{\scriptscriptstyle M}^2}{l_{\scriptscriptstyle M}}, \qquad (2)$$

где l – характерный размер емкости, м; ρ – плотность компонента топлива, кг/м³; a – продольное ускорение, м/с²; σ – коэффициент поверхностного натяжения компонента топлива, Н/м; τ – время, с; индексы «н» и «м» относятся к натурным и модельным условиям, соответственно.

Из соотношений (1) и (2) определены зависимости для расчета требуемого модельного ускорения и натурного времени осаждения:

$$a_{M} = a_{H} \cdot \frac{\rho_{H}}{\rho_{M}} \cdot \frac{\sigma_{M}}{\sigma_{H}} \cdot \left(\frac{l_{H}}{l_{M}}\right)^{2}, \qquad (3)$$

$$\tau_{\mu} = \tau_{M} \cdot \left(\frac{\rho_{\mu}}{\rho_{M}}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\frac{\sigma_{M}}{\sigma_{\mu}}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left(\frac{l_{\mu}}{l_{M}}\right)^{\frac{3}{2}}.$$
 (4)

Испытания проводились с двумя уровнями заправки модельной емкости – 0,026 дм³ и 0,35 дм³, чему соответствует запас компонента топлива (находящемся у верхнего днища) 45 дм³ и 612 дм³ натурного бака. Всего было проведено шесть испытаний – по три для каждого уровня заправки.

Экспериментально-расчетная часть. Существующий в ГП «КБ «Южное» стенд невесомости (см. схему на рис. 1) имеет высоту 32 метра и обеспечивает время свободного падения до 2,55 с, соответствующее 84 с орбитального полета, что в несколько раз меньше ориентировочного времени осаждения (485 с), рассчитанного по методике, описанной в [1 – 5]. Поэтому определение времени осаждения топлива проводилось расчетным методом с использованием специализированного программного обеспечения для решения задач вычислительной гидродинамики [11], а результаты экспериментальной отработки использовались для подтверждения правильности расчетной модели.



Рис. 1. Схема стенда невесомости:

1 – замок подвеса кинематической модели (КМ); 2 – КМ; 3 – площадка обслуживания КМ; 4 – шахта; 5 – уровень земли; 6 – система оптических измерений; 7 – Бортовой сегмент системы управления и измерения (СУИ) КМ; 8 – Наземный сегмент СУИ КМ; 9 – тормозное устройство

Для верификации расчетной модели было проведено численное моделирование с параметрами (объем жидкости, зависимость продольного ускорения от времени с учетом сил аэродинамического сопротивления, время переориентации топлива), соответствовавшими экспериментальным, а также с параметрами, пересчитанными с модельных условий на натурные при помощи соотношений (3) и (4).

На рис.2 приведен осредненный по результатам испытаний график изменения модельного ускорения по времени.



Рис. 2. Зависимость модельного ускорения от времени

Зависимость модельного ускорения от времени можно разделить на три характерных участка:

1) участок свободного падения ($a_{\rm M} \approx 0$);

2) участок набора тяги газореактивной системы (ГРС);

3) участок снижения тяги ГРС и роста аэродинамического сопротивления.

Графики изменения ускорения КМ для каждого участка падения были аппроксимированы следующими зависимостями:

1) участок 1, $t_{M} = 0...0,38$ с:

$$a_{\rm M1} = 0, \, [{\rm M/c}^2];$$
 (5)

2) участок 2,
$$t_{M} = 0,38...0,51$$
 с:

$$a_{\rm M2} = -22,409 \cdot t_{\rm M} + 8,5134, [{\rm M/c}^2];$$
 (6)

3) участок 3,
$$t_{\rm M} = 0,51...2,3$$
 с:

$$a_{\rm M3} = 0,309 \cdot t_{\rm M}^2 + 1,0,221 \cdot t_{\rm M} - 3,5148, [{\rm M/c}^2].$$
 (7)

Для численного моделирования с параметрами, пересчитанными с модельных условий на натурные, из формул (3) и (4) были определены зависимости натурного ускорения и натурного времени осаждения, а затем, при помощи соотношений (5), (6) и (7), определены зависимости натурного ускорения от натурного времени для натурного бака, а именно:

1) участок 1, $t_{\rm H} = 0...18,1$ с:

$$a_{\rm H1} = 0, \, [{\rm M/c}^2];$$
 (8)

2) участок 2,
$$t_{\rm H} = 18,1...24,3$$
 c:
 $a_{\rm H2} = -2,48 \cdot 10^{-3} \cdot t_{\rm H} + 0,045, \, [{\rm M/c}^2];$ (9)

3) участок 3,
$$t_{\rm H} = 24, 3... 109, 5$$
 с:

$$a_{\rm H3} = 7,2 \cdot 10^{-7} \cdot t_{\rm H}^{2} + 1.13 \cdot 10^{-4} \cdot t_{\rm H} - 0.0186, [{\rm M/c}^{2}].$$
 (10)

Таким образом, численная математическая модель была использована для следующих двух случаев:

1) численное моделирование осаждения в модельной емкости: два объёма заправки ($V_1 = 0,026 \text{ дм}^3$, $V_2 = 0,35 \text{ дм}^3$) и ускорение в соответствии с зависимостями (5) – (7);

2) численное моделирование осаждения в натурном баке: два объёма заправки ($V_1 = 45 \text{ дм}^3$; $V_2 = 612 \text{ дм}^3$) и ускорение в соответствии с зависимостями (8) – (10).

Постановка задачи численного моделирования. Численное моделирование проводилось в программе ANSYS Fluent [11], предназначенной для решения задач вычислительной гидродинамики. Ввиду сложности геометрии натурного бака окислителя, при построении геометрии расчетной модели были приняты следующие упрощения, оказывающие слабое влияние на время перемещения топлива в баке и гашения колебаний свободной поверхности:

1) задача решалась в осесимметричной постановке;

2) сетки капиллярных стабилизаторов 1 (см. рис 3,а) были смоделированы твердыми стенками;

3) сетчатый разделитель газоввода 2 в баке смоделирован твердой стенкой;

4) трубопровод распылителя наддува 3 смоделирован прямым участком.

5) сотовые накопители 4 условно заменены в виде сплошного тела с сохранением габаритов;

6) объемы, находящиеся ниже сеток капиллярных стабилизаторов, не моделировались.

При формировании гидродинамической модели расчета были приняты следующие допущения:

1) процесс осаждения предполагался изотермическим;

2) стенки бака считались гидравлически гладкими;

3) в начальный момент весь объем компонента топлива находился в максимально неблагоприятном положении – был сконцентрирован у верхнего днища.

На рис. 3,а приведен общий вид бака и на рис. 3,б общий вид расчетной области.

Результаты численного моделирования и эксперимента.

На рис. 4 приведена форма свободной поверхности жидкости в натурном баке окислителя, полученная при численном моделировании, для характерных моментов времени t_м. Светлым тоном обозначена жидкость, стекающая с верхнего полюса бака к нижнему.







Рис. 4. Картина стекания жидкости

Сравнительные графики перемещения переднего фронта жидкости вдоль стенки на расстояние h для меньшего V_1 и большего V_2 объёмов заправки приведены на рис. 5 и 6, соответственно. Как видно из графиков, результаты расчета удовлетворительно согласуются с результатами испытаний, и находятся в пределах допустимой погрешности 15%.

На основании сравнения результатов численного моделирования как для модельной емкости, так и для натурного бака (с соответствующими параметрами, пересчитанными с модели на натуру), с результатами испытаний сделан вывод, что результаты расчетов удовлетворительно согласуются как между собой, так и с экспериментом.

При расчете осаждения топлива в баке в качестве начального условия принято, что компонент топлива прижат к верхнему днищу бака ускорением, возникающим от действующей на ступень на низкой круговой орбите силы аэродинамического сопротивления, $a_{aэp} = 0,00066 \text{ м/c}^2$.



Рис. 5. Перемещение переднего фронта жидкости для меньшего объёма заправки



Рис. 6. Перемещение переднего фронта жидкости для большего объёма заправки

Результаты численного моделирования по расчету времени перемещения топлива от верхнего днища к нижнему, успокоения его колебаний и сепарации газовых включений приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметр	V_1	V_2	
t_{Φ}, c	≈ 19	≈ 16	
t _{och} , c	≈ 3 4	≈ 55	
t _{ycn} , c	≈ 145	≈ 450	
t_{Σ}, c	≈ 145	≈ 450	

Результаты численного моделирования

где t_{ϕ} - время достижения плоскости капиллярного стабилизатора передним фронтом жидкости; t_{och} - время достижения плоскости капиллярного стабилизатора основной массой жидкости; t_{ycn} - время всплытия пузырей и успокоения колебаний жидкости; t_{Σ} - суммарное время переориентации, успокоения колебаний и сепарации газовых включений.

Как видно из таблицы, при численном моделировании суммарное время осаждения топлива t_{Σ} , состоящее из суммы времени перемещения основной массы топлива t_{och} и времени всплытия пузырей с успокоением колебаний жидкости t_{ycn} , при большом заполнении бака оказалось больше, чем при малом, в основном, за счет увеличения времени на успокоение жидкости и сепарацию газовых включений.

Выводы. Определено полное время перемещения компонента топлива от верхнего днища к нижнему, время успокоения колебаний свободной поверхности и время всплытия крупных газовых пузырей. Это время позволяет определить необходимое время работы двигателей малой тяги перед повторным включением МД, оно составило ~450 с.

Данная работа подтвердила, что метод, описанный авторами в [7], совмещающий экспериментальную отработку совместно с численным моделированием, позволяет как выполнять необходимые исследования с требуемой точностью, так и сокращать объем испытаний и потребность в материальнотехническом оснащении экспериментальной базы.

Библиографические ссылки

1. Masica W.J. Motion of Liquid-Vapor Interface in response to imposed acceleration / Masica W.J and Petrash D.A.// Lewis Research Center. NASA TN D-3005, 1965. 24 p.

2. Masica W.J. Hydrostatic stability of liquid-vapor interface in a gravitational field / Masica W.J., Petrash D.A., Otto E.W. // Lewis Research Center. NASA TN D-2267, 1964. 18 p.

3. Бёрдж Г.В. Аналитический подход к проектированию систем повторной заправки на орбите. / Бёрдж Г.В., Блэкмон Дж. Б. и др. // Сборник переводов, ГОНТИ-4. 1970. С. 56 – 111.

4. Глюк Д.Ф. Гидромеханика подачи топлива в двигательной системе космического корабля в состоянии невесомости. / Глюк Д.Ф., Джилл Д.П. // Конструирование и технология машиностроения. –Том 87. 1965. С. 1 – 10.

5. Восс Д.Е. Проблема управления истечением в процессе заправки баков Space Shuttle жидкими компонентами на околоземной орбите. / Восс Д.Е. Хаттис П.Д. // Астронавтика и ракетодинамика №7, 1986. С. 8 – 19.

6. Седых И.В. Особенности экспериментальной отработки процеса осаждения комопнентов топлива в баках космических ступеней ракет. / Седых И.В., Смоленский Д.Э., Назаренко Д.С. // Космическая техника. Ракетное рооружение: Сб. науч-техн. ст. (принято к опубликованию).

7. Бабийчук Я.О. Расчетно-экспериментальный метод исследования осаждения топлива в баке перед повторными включениями маршевого двигателя. / Бабийчук Я.О., Назаренко Д.С., Седых И.В. // Техническая механика. (принято к опубликованию).

8. Ринг Э. Двигательные установки ракет на жидком топливе. Мир, 1966. 400 с.

9. Седых И.В. Экспериментальное подтверждение работоспособности капиллярного забороного устройства при отделении космического аппарата. / Седых И.В., Смоленский Д.Э. // Механика гироскопических систем. №33, 2017. С. 105 –114.

10. Седых И.В. Экспериментальное подтверждение работоспособности капиллярного заборного устройства (сетчатого разделителя) при программном развороте. / Седых И.В., Смоленский Д.Э., Назаренко Д.С. // Вісн. Дніпр. ун-ту. Сер.: Ракетно-космічна техніка. Вип. 21. Т. 26. 2018. С. 112 – 119.

11. Бруяка В.А. Инженерный анализ в ANSYS Workbench. / Бруяка В.А., Фокин В.Г., Солдусова Е.А., Глазунова Н.А., Адеянов И.Е. // Учеб. пособ. Самар. гос. техн. ун-т, 2010. 271 с.

Надійшла до редколегії 30.09.19 р

УДК 534.2

Г.И. Сокол, И.С. Омелюшко, С. Ю. Кириченко, О.А. Колесник

Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара

МОДЕЛИРОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НАПРАВЛЕННОСТИ ШУМА ВИНТА БПЛА В ПРОГРАММНОЙ СРЕДЕ МАТНСАD

З плином часу в світі з'являються все більше сучасних технологій в різних областях діяльності людини, що сприяє технічному прогресу. Авіаційна галузь не стала винятком і також з кожним роком зазнає технологічного вдосконалення, в свою чергу призвело до значного технологічного прориву. Одним з таких технологічних проривів став початок переходу до безпілотної авіації. Метою даної роботи є розрахунок акустичного поля гвинтів безпілотного літального апарату з метою зменшення шуму. Математичні розрахунки були виконані за допомогою пакету MathCad 2015, що дозволило розрахувати звуковий тиск, який виникає при терті гвинтів в повітрі і показати залежність зміни звукового тиску при видаленні від джерела звуку.

Ключові слова: шум, гвинт, БПЛА, методика розрахунку, програмний пакет MathCad 2015.

С течением времени в мире появляются все больше современных технологий в различных областях деятельности человека, что способствует техническому прогрессу. Авиационная отрасль не стала исключением, она с каждым годом испытывает технологическое совершенствование, что, в свою очередь, привело к значительному техническому прорыву. Одним из таких прорывов стало начало перехода к беспилотной авиации. Целью данной работы является расчет акустического поля винтов беспилотного летательного аппарата (БПЛА) с целью уменьшения шума. Математические расчеты были выполнены с помощью пакета MathCad 2015, что позволило рассчитать звуковое давление, которое возникает при трении винтов в воздухе и показать зависимость изменения звукового давления при удалении от источника звука.

Ключевые слова: шум, винт, БПЛА, методика расчета, программный пакет MathCad 2015.

Over time, more and more modern technologies in various fields of human activity appear in the world, which contributes to technological progress. The aviation industry was no exception, it is experiencing technological improvement every year, which, in turn, led to a significant technical breakthrough. One of these breakthroughs was the beginning of the transition to unmanned aircraft. The aim of this work is to calculate the acoustic field of the propellers of an unmanned aerial vehicle (UAV) in order to reduce noise. Mathematical calculations were performed using the MathCad 2015 package, which allowed us to calculate the sound pressure that occurs when the screws rotate in air and show the dependence of the sound pressure change with distance from the sound source.

Keywords: noise, screw, UAV, calculation method, MathCad 2015 software package.

Введение. В последние несколько десятилетий в развитии авиационной техники существенное место занимают разработки беспилотных летательных

[©] Сокол Г.И., Омелюшко И.С., Кириченко С. Ю., О.А. Колесник О.А., 2019

аппаратов (БПЛА). С каждым годом количество БПЛА, их модификаций появляется все больше [1].

БПЛА применяются службами спасения и отрядами МЧС при проведении работ по поиску и спасению людей, в том числе заблудившихся в лесных массивах, для фиксирования очагов возгорания и мониторинга местности с целью предотвращения и предупреждения чрезвычайных ситуаций, для доставки почты [1]. Они применяются в области геодезии и топографии при геолокации, при измерениях аэрофотосъёмкой местности, для создания топографических карт. БПЛА сообщают об особенностях рельефа местности, на которой будут проводиться строительные работы. Широко используются БПЛА в сельском хозяйстве для эффективного анализа сельскохозяйственных угодий, контроля посева и уборки урожая [2].

БПЛА осуществляет мониторинг инфраструктур для оценки технического состояния линий электропередач, железнодорожных путей, дорог общего назначения. Обследование состояния нефте- и газотрубопроводов[2]. Применяют БПЛА в охране государственных границ, охране объектов и людей, а также для обнаружения нежелательных лиц на охраняемой территории [2].

В Украине разработкой БПЛА занимаются компании:

- общество с ограниченной ответственностью "Производственноинновационная компания "DeViRo". Производственно-Инновационная компания "DeViRo" основана в Украине в 2014 году в городе Днепр. Специализируется на проектировании, разработке и производстве беспилотных летательных аппаратов гражданского и военного назначения.

- ВАТ "Меридиан" имени С.П. Королева. Завод «Радиоприбор» был основан в 1953 году. Перед заводом была поставлена задача разработки и серийного выпуска радиоизмерительной аппаратуры в диапазоне до 40 ГГц для обеспечения метрологии летательных аппаратов. К 1974 году завод освоил и производил 149 видов продукции, превратившись в одно из ведущих предприятий Министерства промышленности средств связи.

- УКРСПЕЦСИСТЕМС, ТОВ Производят беспилотные летательные аппараты и мультироторные дроны, которые являются наиболее функциональными, рентабельными и экономичными на рынке.

Проблема обеспечения пониженного уровня акустических шумов актуальна для всех видов летательных аппаратов. Поэтому исследование акустических характеристик БПЛА и разработка методов прогнозирования шума на местности перспективных беспилотных самолетов является весьма актуальной задачей.

Нормы воздействия шумов при воздушных полетах самолетов вблизи аэропортов и вдоль трасс известны [9]. В настоящее время нормы шумового воздействия на население при полете БПЛА еще не разработаны.

Актуальность выбранной темы определяется необходимостью анализа шумов БПЛА, разработкой мероприятий и применением конструктивных решений, которые позволяют существенно снизить уровень шумов.
При анализе шумов БПЛА необходимо руководствоваться составом их конструктивной схемы.

Шум воздушного винта образуется, в основном, в результате силового взаимодействия лопастей с окружающей средой в процессе создания тяги и при вытеснении воздуха из фиксированного объема среды лопастями. Генерация акустического излучения может происходить, также, и при аэродинамическом взаимодействии лопастей с турбулентными образованиями в набегающем потоке. В соответствии с этим шум малонагруженного винта обычно подразделяют на шум вращения и широкополосный шум [9].

Так с целью снижения уровня шума, создаваемого винтами БПЛА, компания Amazon запатентовала технологии, позволяющие уменьшать шум винтов мультикоптеров и передавать с их помощью короткие сообщения [11]. На патент обратило внимание издание The Register [11]. В первой части шума, использующая документа описывается система уменьшения Технология измерений предполагает дополнительные ВИНТЫ. установку микрофонов у основных винтов. Система шумоподавления анализирует данные с микрофонов и активирует вторичные винты, исходя из зафиксированного уровня шума. Вторичные винты вращаются таким образом, чтобы создавать «антишум» — подобный подход называют «активным шумоподавлением». Представители Amazon отмечают, что возможен положительный побочный эффект от вторичных винтов в виде дополнительной тяги, однако основная задача системы состоит именно в уменьшении шума.

На рис. 1 показана принципиальная схема уменьшения шума, использующая дополнительные винты



Рис. 1. Принципиальная схема уменьшения шума, использующая дополнительные винты

Целью настоящей работы является разработка методики расчета шума винта БПЛА.

Обзор работ по шумам винтов

В [12] предложен эмпирический метод прогноза шума авиационных бензиновых двигателей с внешним смесеобразованием, применяемых в малой и беспилотной авиации. Этот метод основан на классических подходах авиационной акустики к расчёту шума на местности от различных источников.

В [13] рассмотрена проблема шума на местности легких винтовых самолетов (ЛВС), дан краткий обзор механизмов генерации шума винтом и двигателем внутреннего сгорания (ДВС), существующих математических моделей шума воздушного винта. Представлены основные результаты экспериментального исследования акустических характеристик легкого винтового самолета типа Як-18Т в статических условиях.

В приведенных работах не представлены методики расчета шума винта БПЛА.

Основная часть

Для разработки методики расчета шума винта БПЛА используем работу Л.Я. Гутина «О звуковом поле воздушного винта самолета» [9].

Физическая модель звукообразования одинакова для винтов самолета и винтов БПЛА, так как конструктивно винты в обоих приведенных случаях имеют одинаковое исполнение. При периодическом воздействии на среду вращающихся лопастей винта в ней генерируется звуковое поле. На каждый элемент лопасти винта действуют две силы: аэродинамическая сила и сопротивление вращательному движению. Этот элемент, в свою очередь, на воздействует среду с равными по величине и противоположно направленными Точки силами. приложения этих сил будем считать сосредоточенными в одной плоскости, так как осевое протяжение лопасти ничтожно мало в сравнении с длинами волн первых гармоник. Назовем ее плоскостью вращения.

Силы, с которыми элемент воздействует на среду, обозначим: A(R)dR (параллельна оси и направлена обратно направлению оси винта, ось винта считаем совпадающей с осью ротора мотора, ее положительное направление - от точки крепления винта в пространство) и B(R)dR направлена обратно вращательному движению винта.

$$n\int_{0}^{R_{0}}A(R)dR = n\int_{0}^{R_{0}}dP = P,$$

$$n\int_{0}^{R_0} B(R)dR = n\int_{0}^{R_0} dM = M$$

где *n*- число лопастей; *R*₀ - длина лопасти; *P* - аэродинамическая сила; *M* - момент во вращательном движении лопасти.

Допустим, что силы равномерно распределены по ширине лопасти.

Если прохождение лопасти началось в момент времени t = 0, то оно будет закончено во время τ . Периодически повторяющиеся с периодом T силы разложим в ряд Фурье

$$F_{1}(t) = \begin{cases} A(R) \frac{R}{a} dR d\theta & \dots & (0 < t < \tau) \\ 0 & \dots & (\tau < t < T) \end{cases} = \\ \sum_{1}^{\infty} A_{m} \cos(mnat - \varepsilon_{m}) + A_{0} \\ F_{2}(t) = \begin{cases} B(R) \frac{R}{a} dR d\theta & \dots & (0 < t < \tau) \\ 0 & \dots & (\tau < t < T) \end{cases} = \\ \sum_{1}^{\infty} B_{m} \cos(mnat - \mu_{m}) + B_{0} \end{cases}$$

где θ - угол, $d\theta$ - элементарный угол в плоскости вращения, ε_m , μ_m - фазы, A_m , B_m - амплитуды гармоник, m - номер гармоники.

При этом

$$A_{m} = \frac{2}{m\pi} A(R) \cdot \frac{R}{a} \sin\left(m\pi\frac{\tau}{T}\right) dR \, d\theta$$
$$B_{m} = \frac{2}{m\pi} B(R) \cdot \frac{R}{a} \sin\left(m\pi\frac{\tau}{T}\right) dR \, d\theta$$

Для первых гармоник имеем

$$A_{m} = \frac{n}{\pi} A(R) dR \ d\theta;$$
$$B_{m} = \frac{n}{\pi} B(R) dR \ d\theta.$$

Потенциал скоростей, обусловленный сосредоточенной силой с компонентами *X*, *Y*, *Z*, определяется согласно [9]. С учетом того, что точка наблюдения лежит в плоскости X, Y на расстоянии г

$$\varphi = \left| \frac{-i}{4 \pi \rho k c} X \left(\frac{1}{2r} + \frac{ik}{r} \right) \cdot \frac{e^{-ikr}}{r} x \right|,$$

где р - плотность среды, k – волновое число, x – координата.

Выражение для звукового давления в дальнем акустическом поле по [9] имеет вид

$$P_{me} = Q \frac{\partial \varphi}{\partial t} \approx \frac{mn\omega}{2\pi c_0 L_1^{mn}} - P \cos \theta_e + \frac{c_0 M_{\kappa p}}{\omega R_e} J \left(\frac{mn\omega}{c_0} R \sin \theta \right), \qquad (1)$$

где \mathscr{G} - угол характеристики направленности, $x/r = \cos \mathscr{G}$ – направление косинуса радиуса-вектора, ω_m – круговая частота каждой из гармоник, r велико в сравнении с длиной волны и диаметром лопасти винта, ω_1 – круговая частота основного тона; $J_{mn}(kR\sin \vartheta)$ - Бесселева функция 1-го рода п порядка, m – номер гармоники, п – число оборотов в минуту на валу двигателя, рад/с, j – число лопастей винта, R – длина лопасти винта, W – мощность, c_0 – скорость звука в воздухе, p_0 – значение атмосферного давления, ρ_{ν} – плотность воздуха.

Для рассматриваемого типа БПЛА с двухлопастным винтом и числом оборотов винта в минуту n = 6380 об/мин; j = 2; R = 0.1778 м; W = 1350 Вт, $c_0 = 340$ м/с, $p_0 = 101325$ Па, $\rho_{\nu} = 1,29$.

Расчеты выполнены с помощью программного пакета MathCad 2015. В программу внесены вышеуказанные постоянные: n, *j*, *R*, *W*, *c*, p_0 , ρ_v .

Создан вектор-столбец *m*, который содержит пять значений, соответствующие пяти первым номерам гармоник.

Рассчитываем значения:

– угловой скорости: $\omega = \pi n/30$;

- значение частоты:f = nj/60;
- длины волны, для каждой гармоники: $r = \lambda/m$;

– расстояния, с которого начинается дальнее акустическое поле, $\lambda = c/f$ для каждой гармоники и заносим в матрицу *r*.

Далее рассчитываем значение площади лопасти винта *S*. Разбиваем поверхность лопасти на два треугольника и прямоугольник.

Проводим расчет скорости потока воздуха V. Считаем, что подъемная сила приложена к лопасти на расстоянии 0,75 R от начала лопасти. Эта скорость равна $V=0,75R\omega$.

Рассчитываем:

– воздушное давление на лопасти: $pa = p_0 + \frac{\rho V^2}{2}$;

– аэродинамическую силу: P = paS;

– вращательный момент на валу:
$$M = \frac{W}{\omega}$$
;

– волновое число *k* для каждой гармоники: $k = \frac{\omega}{c}$.

Аргументом функции, которая вычисляет давление, является угол поворота лопасти в плоскости вращения. Задаем дискретность изменения угла, начальное и конечное значение в радианах.

Все предыдущие значения заносим в (1).

Создаем аналогичную функцию для 4-х других гармоник, изменяя только *m* и *r*. Программа для расчета акустических полей винта в среде MathCAD представлена на рис. 2.

В выражение (1) необходимо вставить встроенную функцию Бесселя. Для этого выбираем меню «Вставка» и подменю «Функция». В диалоговом окне категории функции выбираем «Бесселя» и J_n , что и является функцией Бесселя первого типа *m*-го порядка. Добавленная функция имеет два аргумента: *m* и *z*. В первый входит число гармоник, а второй является волновым числом и зависит от длины лопасти и синуса угла поворота винта.

Обсуждение полученных результатов

$\begin{pmatrix} 1\\ 2 \end{pmatrix}$	n := 6380	j := 2	<u>م</u> := 340	W:= 1350
m:= 3 4 5	$\omega := \frac{\pi \cdot n}{30}$	$\mathbf{f} := \frac{\mathbf{n} \cdot \mathbf{j}}{60}$	$\lambda := \frac{c}{f}$	
$ \begin{pmatrix} \frac{\lambda}{m_0} \\ \frac{\lambda}{m_1} \end{pmatrix} $	$S_{M} := \frac{1}{2} \cdot 0.0373 \cdot 0$	0.018		
$r := \frac{\lambda}{m_2}$	$S_2 := 0.1032 \cdot 0.03$ $S := 2 \cdot S_1 + S_2$	18		
$\frac{\lambda}{m_3}$	<u>R</u> := 0.1778			
(m ₄)	$\underline{V} := 0.75 \cdot \mathbf{R} \cdot \boldsymbol{\omega}$			
	P ₀ := 101325	ρ := 1.29		
	$pa := P_0 + \frac{p \cdot V^2}{2}$	2		
	$P := pa \cdot S$ $M := \frac{V}{v}$	N Julia k∷=	<u>ω</u> c	

Рис. 2. Программа для расчета акустических полей винта в среде MathCAD.

На рис. 3 представлена программа для расчета звукового давления акустического поля винта в среде MathCAD (первые пять гармоник).

1 m 2

$$\begin{bmatrix} m_{3} \\ \lambda \\ m_{4} \end{bmatrix} \quad pa := patm + \frac{\rho \cdot V^{2}}{2} \qquad P := pa \cdot S \qquad M := \frac{W}{\omega}$$

$$k := \frac{\omega}{c} \qquad \theta := 0.01745, 0.034906 ... 6.28319$$

$$p1(\theta) := \frac{m_{0} \cdot \omega}{2 \cdot \pi \cdot c \cdot r_{0}} \cdot \left(\frac{j \cdot c}{\omega \cdot R^{2}} \cdot M - P \cdot \cos(\theta) \right) \cdot Jn(m_{0}, k \cdot R \cdot \sin(\theta))$$

$$p2(\theta) := \frac{m_{1} \cdot \omega}{2 \cdot \pi \cdot c \cdot r_{1}} \cdot \left(\frac{j \cdot c}{\omega \cdot R^{2}} \cdot M - P \cdot \cos(\theta) \right) \cdot Jn(m_{1}, k \cdot R \cdot \sin(\theta))$$

$$p3(\theta) := \frac{m_{2} \cdot \omega}{2 \cdot \pi \cdot c \cdot r_{2}} \cdot \left(\frac{j \cdot c}{\omega \cdot R^{2}} \cdot M - P \cdot \cos(\theta) \right) \cdot Jn(m_{2}, k \cdot R \cdot \sin(\theta))$$

$$p4(\theta) := \frac{m_{3} \cdot \omega}{2 \cdot \pi \cdot c \cdot r_{3}} \cdot \left(\frac{j \cdot c}{\omega \cdot R^{2}} \cdot M - P \cdot \cos(\theta) \right) \cdot Jn(m_{3}, k \cdot R \cdot \sin(\theta))$$

$$p5(\theta) := \frac{m_{4} \cdot \omega}{2 \cdot \pi \cdot c \cdot r_{4}} \cdot \left(\frac{j \cdot c}{\omega \cdot R^{2}} \cdot M - P \cdot \cos(\theta) \right) \cdot Jn(m_{4}, k \cdot R \cdot \sin(\theta))$$

Рис. 3. Программа для расчета звукового давления акустического поля винта в среде MathCAD (первые пять гармоник)

Результаты вычислений представлены на рис. 4. Каждому цвету соответствует определенный номер гармоники. Красный цвет соответствует 1-й гармонике, синий – 2-й гармонике, зеленый – 3-й гармонике. Значения звукового давления в 4-ой и в 5-ой гармониках очень малы.

Из графика видно, что максимальное звуковое давление, которое создает винт беспилотника, составляет величину $P_1(\theta) = 6,228$ Па.



Рис. 4. Характеристики направленности шума винта БПЛА

На рис. 5 показана зависимость изменения звукового давления с удалением от источника звука (винта БПЛА).



Рис. 5. Зависимость звукового давления от расстояния

Уровень звукового давления уменьшается примерно на 6 дБ при каждом удвоении расстояния *r* от источника.

Мероприятия по снижению шума винта. Расчет акустического поля винта измененной конструкции

Уровень шума винта может быть частично снижен за счет применения большего количества лопастей или увеличения диаметра винта. В расчете акустического поля винта, изменим количество лопастей до четырех и увеличим их длину. Результаты расчета показали, что изменения конструктивных данных винта снизили уровень звукового давления до 4,351 Па или 106.75 дБ

Заключение

Разработана методика определения уровня звукового давления в дальнем поле воздушного винта самолета для проведения расчетов характеристик акустического поля БПЛА.

Проведены расчеты уровня звукового давления первых звуковых гармоник и построены их характеристики направленности.

Предложены мероприятия по снижению шума от винта БПЛА.

Библиографические ссылки

1. Материалы сайта www.pwc.com [Електронний ресурс]. – Режим доступа: <u>https://press.pwc.com/</u>

2. Материалы сайта компании «AgroDrone» [Електронний ресурс]. – Режим доступа: <u>http://agrodrone.com.ua</u>

3. Гутин Л.Я. К теории приемного рупора. Избранные труды [Текст]: книга. / Л. Я. Гутин; Судостроение. – Л., 1977. – 730с.

4. Баженова Л.А., Семенов А.Г. О влиянии числа Рейнольдса на интенсивность вихревого звука при обтекании цилиндрического профиля // Акустический журнал. 2013. Т.59. № 5 С. 586-595.

5. Самохин В.Ф. Полуэмпирический метод прогноза шума воздушного винта // Инженерно-физический журнал, 2012, Т.85, № 5, С. 1064-1072.

6. Ianniello S., Mascio A. D., Salvatore F., Sollo A., Aversano M., and Gennaretti M. Evaluation of Noise Excess for Pushing Propeller Aircraft by CFD Aeroacoustic Calculation, AIAA Paper 2004-3006, May 2004, 17 p.

7. Hanson D.B., Parzych D.J. Theory for noise of propellers in angular inflow with parametric studies and experimental verification. NASA CR, 1993, no. 4499, 108 p.

8. Л.Я. Гутин О звуковом поле вращающегося винта. ЖТФ, 1936, т.6, № 5.

9. Л.Я.Гутин О звуке вращения воздушного винта. ЖТФ, 1942, т.12, вып.2-3

10. Остроухов С.П. Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. – 328 с.

11. Материалы сайта https://nplus1.ru/ [Електронний ресурс]. – Режим доступа: <u>https://nplus1.ru/</u>

12.Самохин В.Ф., Мошков П.А. Акустические характеристики легкого винтового самолета с двигателем внутреннего сгорания [Електронний ресурс]. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 57 [Електронний ресурс]. – Режим доступа: <u>https://mai.ru/</u>

13. Мошков П.А., Самохин В.Ф. Оценка влияния числа лопастей и диаметра на шум воздушного винта // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 3. С. 25-34. Б01: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-25-34

14. Колесник О.А. Сокол Г.И. Акустика винтов беспилотного летательного аппарата/ XIX Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос»: Збірник тез: – Дніпро: 2017. – С.9.

Надійшла до редколегії 10.11.2019 р.

УДК 621.835

Г. І. Сокол, О. А. Сахно, В. В. Білоус

Дніпровский національний університет імени Олеся Гончара

МОДЕЛЮВАННЯ РУХУ ТА ВИЗНАЧЕННЯ КІНЕМАТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КУЛАЧКОВОГО МЕХАНІЗМУ З ВИСТОЯМИ У ПРОГРАМНОМУ СЕРЕДОВИЩІ «АРМ INTEGRATOR»

Розглянуто моделювання руху та визначення кінематичних характеристик кулачкового механізму з використанням програмного пакета «APM INTEGRATOR». Це дозволило моделювати в анімації рухи ланок механізму та дослідити кінематичні характеристики механізму.

Ключові слова: кулачковий механізм, вистої, програмний пакет «APM INTEGRATOR», анімація руху ланок механізму.

Рассмотрено моделирование движения и определение кинематических характеристик кулачкового механизма с использованием программного пакета «APM INTEGRATOR». Это позволило смоделировать в анимации движения звеньев механизма и наглядно представить его кинематические характеристики.

Ключевые слова: кулачковый механизм, выстои, программный пакет «APM INTEGRATOR», анимация движения звеньев механизма.

The simulation of motion and determination of kinematic characteristics of the cam mechanism using the software package «APM INTEGRATOR» are considered. This allowed simulating the motion of the link mechanism in the animation.

Keywords: cam mechanism, stands, program package «APM INTEGRATOR», animation of movement of parts of the mechanism.

Вступ

1. Аналітичний огляд

Конструювання механізмів, що входять в склад машин – це творчий процес пошуку раціональних варіантів структури механізмів, їх взаємозв'язку, розмірів вузлів і їх ланок, призначених для виконання заданих функцій або роботи відповідно вимогам технічного завдання [4]. На теперешній час існує багато різних прикладних програм для виконання інженерних розрахунків. В англомовній літературі вони мають загальну назву САЕ. САЕ (англ. Computeraided engineering). Це загальна назва для программ, призначених для вирішення різних інженерних задач: розрахунків, аналіза і симуляции фізичних процесів. Розрахункова частина пакетів найчастіше заснована на численних методах рішення диференціальних рівнянь [3]. Сучасні системи автоматизації інженерних розрахунків САЕ застосовуються спільно з САD-системами (англ. Computer-aided desing) (часто інтегруються в них, в цьому випадку виходять гібридні САD / САЕ - системи). САЕ системи – це різноманітні

[©] Сокол Г.И., Сахно О.А., Білоус В. В., 2019

програмні продукти, що дозволяють за допомогою розрахункових методів (метод кінцевих елементів, метод кінцевих різниць, метод кінцевих об'ємів) оцінити, як поводиться комп'ютерна модель виробу в реальних умовах експлуатації. Допомагають переконатися в працездатності виробу, без залучення великих витрат часу і засобів. У російській мові є термін САПР (рос. Система автоматизованного проектирования), який має на увазі САD/CAE/PDM (англ. Product data management) [1, 2].

Вибір раціонального варіанту механізму відноситься до широкого класу задач оптимального проектування за допомогою сучасних засобів обробки інформації і методів математичного моделювання. Це вибір по заданій математичній моделі пристрою, який проектують, його параметрів для забезпечення екстремальних значень технічно-економічних характеристик. Тут здійснюється умова задоволення інших характеристик сукупності технічних вимог. В дійсній статті розглядається вибір раціонального варіанту кулачкового механізму [10].

Робочий процес багатьох машин викликає необхідність мати в їх складі механізми, рух вихідних ланок яких має бути виконано строго по заданому закону і погоджено з рухом інших механізмів. Найбільш простими, надійними і компактними для виконання такого завдання є кулачкові механізми Кулачкові механізми призначені для перетворення обертального або поступального руху кулачка в зворотно-обертальний або зворотно-поступальний рух штовхача [1, 2, 5, 9]. При цьому в механізмі з двома рухомими ланками можна реалізувати перетворення руху по складному закону. Важливою перевагою кулачкових механізмів є можливість забезпечення точних вистоїв вихідної ланки. Ця перевага визначила їх широке застосування в найпростіших пристроях циклової автоматики і в механічних лічильно-обчислювальних пристроях (арифмометри, календарні механізми) [7].

За допомогою кулачкових механізмів можна легко отримувати переривчасті рухи веденого ланки, тобто його рух із зупинками, і практично будь-який закон руху веденої ланки, який визначається в основному профілем шайби кулачка.

Кулачкові механізми можна розділити на дві групи. Механізми першої забезпечують переміщення штовхача по заданому закону руху. Механізми другої групи забезпечують тільки задане максимальне переміщення вихідної ланки - хід штовхача. При цьому закон, за яким здійснюється це переміщення, вибирається з набору типових законів руху в залежності від умов експлуатації та технології виготовлення. Відтворення руху вихідної ланки-штовхача вони здійснюють теоретично точно. Проектування кулачкового механізму розділяється на ряд етапів: призначення закону руху штовхача, вибір структурної схеми, визначення основних і габаритних розмірів, розрахунок координат профілю кулачка. Відтворення руху вихідної ланки - штовхача вони здійснюють теоретично точно. Їх вхідна ланка називається кулачком. Закон руху штовхача, що задається функцією передачі, визначається профілем кулачка і є основною характеристикою кулачкового механізму, від якої залежать його функціональні властивості, а також динамічні і вібраційні якості [8, 10].

Проектування кулачкового механізму розділяється на ряд етапів: призначення закону руху штовхача, вибір структурної схеми, визначення основних і габаритних розмірів, розрахунок координат профілю шайби кулачка.

2.Постановка проблеми

Актуальність вибраної теми полягає в тому, що моделювання і проектування кулачкових механізмів – задача, яка доволі часто розглядається в курсі «Теорія механізмів і машин». Тим не менш, актуальність її нових рішень з використанням персональних комп'ютерів (ПК) не викликає сумнівів. Вирішення даної задачі таким чином має істотні переваги. Це: точний розрахунок, можливість вибору різноманітних варіацій штовхача та кулачка в залежності від вибраної задачі, моментальне корегування потрібних параметрів кулачка чи штовхача, також виведення графіків та креслень на монітор та принтер. Завдяки використанню ПК ми зможемо спростити процес розрахунків.

В зв'язку з цим нам поставлена мета – підібрати конструктивні параметри кулачкового механізму та провести розрахунки його кінематичних характеристик у русі за допомогою програми «APM Integrator».

Ця програма має простий інтерфейс, використання програми значно спростить роботу конструктора чи навчання студентів.

3. Загальна частина. Проектування кулачкового механізму

Проектування кулачкового механізму розділяється на ряд етапів: призначення закону руху штовхача, вибір структурної схеми, визначення основних і габаритних розмірів, розрахунок координат профілю шайби кулачка [6, 8]. Для цього в даній роботі буде використана програма APM Integrator. На рис. 1 наведено головний інтерфейс програми «APM Cam».

Перш за все нам потрібно вибрати тип кулачка. Для цього є спеціальна кнопка. Її вигляд наведений на рис. 2. Натиснувши її ми побачимо вікно з пунктами вибору кулачка.

Є можливість вибору типу механізму штовхача: поступальний чи коромисло. В залежності від поставленої задачі ми маємо можливість варіацій штовхачів. Також до них ми можемо вибрати кулачок з роликом чи без нього. Це дає на широкий ареал вибору розрахунку кулачка для найрізноманітніших механізмів. В нашому випадку це поступальний з роликом. На рис. З наведене меню вибору кулачка та зовнішній вигляд обраного кулачка.



Рис. 1. Головний інтерфейс програми



Рис.2. Кнопка вибору типу кулачка



Рис. 3 Меню вибору типу кулачка



Рис. 5. Меню вводу геометричних даних



Рис. 4. Кнопка «Геометричні дані»





езультирующая сила сопротивления, Н	200.
Допустимое напряжение, МПа	800.
Иодуль упругости кулачка, МПа	200000
⁴ одуль упругости наконечника, МПа	200000
(озффициент трения в высшей паре	1.e-002
сэффициент трения в направляющих	1.e-002
Коэффициент запаса для угла давления	1.

Рис. 7. Меню вводу фізичних даних

кулачка з роликовим штовхачем



Рис. 8. Кнопка «Функція»

Після вибору кулачка з'являється можливість задати геометричні дані. На рис. 6 наведений зовнішній вигляд кнопки «Геометричні дані».

Після цього з'являється вікно, в якому вписуються наші дані і напрям обертання кулачка. На рис. 5 наведене меню вводу геометричних даних.

Далі вводяться фізичні дані, за них відповідає кнопка «Фізичні дані». Вона представлена на рис. 6.

На рис. 7 наведене меню вводу фізичних даних кулачка з роликовим штовхачем.

В цьому меню можливо корегувати заведені раніше дані. Наступна задача - це задання функції руху кулачка. Для цього нам потрібно натиснути клавішу «Функція». Її вигляд представлений на рис. 8.

На рис. 9 представлено меню введення (редагування) функцій.



Рис. 9. Меню введення (редагування) функцій з побудованим графіком функції руху чи переміщення

Тут можна задати потрібну функцію двома способами: покоординатно, або вказавши деяку функцію, або їх сукупність на певному інтервалі. Першим

способом введено наступні дані: (0;0), (100;120), (100;245), (0;308), (0;360) (рис.9).

Після цієї операції отримано графіки аналогу швидкості та аналогу прискорення, проведено візуалізацію профілю кулачка та таблиці координат. Ця операція проводиться кнопкою «Розрахунок» (рис. 10).

За допомогою даної програми можна побачити графік переміщення кулачка, аналог швидкості, аналог прискорення, кути тиску, візуальне зображення профілю кулачка. Графік переміщення штовхача вже наведений на рис. 9.

Аналог швидкості – це величина пропорційна швидкості, але залежить не від часу, а від кута повороту (узагальнювальної координати) вхідної ланки механізму. Тобто, це перша похідна від переміщення за кутом повороту вхідної ланки (див. рис. 11).

На рис. 12 представлений розрахунковий профіль кулачкової шайби, а на рис. 13 зображений графік зміни кута тиску для обраного кулачкового механізму. Для уникнення перевантаження кут не повинен бути більше 35 градусів [9]. З рисунку можна побачити, що обраний кулачковий механізм буде працювати справно, оскільки норми не перевищуються.





Рис. 10. Кнопка «Розрахунок»



Рис. 12. Графічне зображення профілю кулачкової шайби

Рис. 11. Графік аналогу швидкості



Рис. 13. Графік зміни кута тиску на кулачок

Висновки.

Використання пакету програм «APM Integrator» дозволило ефективно вирішити клас задач з моделювання рухів кулачкового механізму. Алгоритм рішення розбивається на прості обчислювальні процедури. Контроль за правильністю розрахунку можливо виконати на кожному етапі вирішення. Розглянуте програмне забезпечення дозволяє провести моделювання руху штовхача. Результати моделювання допускають анімацію і імпорт даних.

Бібліографічні посилання

1. Gomberg B. N., Kondakov S. V., Nosenko L. S., Pavlovskaya O. O. Simulation Modelling of a High Speed Tracked Vehicle with Electric Speed Transmission // Bulletin of South Ural State. -2012. T.-37 (296), -p. 73–81.

2. Nemnyugin S. A. Fortran in tasks and examples, BKHV – St. Petersburg, 2016. – 496 p.

3. Stéphane, Guérard, Christoph, Bode and Robin, Gustafsson. Turning Point Mechanisms in a Dualistic Process Model of Institutional Emergence: The Case of the Diesel Particulate Filter in Germany, SAGE Journal, Organization Studies, First published on April 25 - 2013. –May, 34, – p. 781-822.

4. Артоболевский И. И. Теория механизмов и машин. – М. : Наука, 1988. – 640 с.

5. Кіницький Я.Т. Теорія механізмів і машин. Підручник. – К: Наукова думка, 2002. – 660 с.

6. Кожевников С. Н. Механизмы. Справочное пособие. – М.: Машиностроение, 1976. – 784 с.

7. Литвин Ф. Л. Проектирование кулачковых механизмов и деталей приборов. – Ленинград: Машиностроение, 1973. – 696 с.

8. Попов С. А. Проектирование кулачковых механизмов с использованием с использованием ЭЦВМ. – М.: МВТУ, 1982. – 47 с.

9. Теория механизмов и машин: Учебник для втузов. Под ред. Фролова К. В. – М. : Высщая школа, 1987. – 496 с.

10. Студопедія-лекційний матеріал для студентів [Електронний ресурс]. URL: http://studopedia.su/2_42803_zagalni-vidomosti-vidi-kulachkovih-mehanizmiv.html (дата звернення 10.10.2018).

Надійшла до редколегії 15.10.19

УДК 629.07.06-533.6

М.С. Хорольський¹, С.О. Бігун²

¹ Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара ² Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» імені М.К. Янгеля»

ЩОДО КОНЦЕПЦІЇ СТВОРЕННЯ ВУЗЛІВ СТИКУВАННЯ СИСТЕМ ТЕРМОСТАТУВАННЯРАКЕТ КОСМІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

В статті наведені основні результати робіт з аналізу відомих технічних рішень щодо створення вузлів стикування систем термостатування ракет космічного призначення та визначені їх недоліки. Запропонована нова концепція конструктивних рішень вузлів стикування з використанням гумового рукава триєдиної конструкції, який установлюється на горловині ракети за допомогою механізму фіксації-розфіксації та забезпечує надійну герметичність і легке роз'єднання при старті ракети.

Ключові слова: вузли стикування, система термостатування, механізм фіксаціїрозфіксації, гумовий рукав триєдиної конструкції.

В статье приведены основные результаты анализа известных технических решений по созданию узлов стыковки систем термостатирования ракет космического назначения и определены их недостатки. Предложена новая концепция конструкторских решений узлов стыковки с использованием резинового рукава триединой конструкции, который устанавливается на горловине ракеты с помощью механизма фиксации-расфиксации, обеспечивает надежную герметичность и легкое разъединение при старте ракеты.

Ключевые слова: узлы стыковки, система термостатирования, механизм фиксации-расфиксации, резиновый рукав триединой конструкции.

The article presents the key results of analysis of the available technical solutions for creating thermal conditioning system interfaces for integrated launch vehicles and describes their drawbacks. The article proposes a new design concept for the interfaces that includes an integrated rubber hose composed of three basic parts attached to the inlet tube of the carrier rocket with the help of a lock/ lock release assembly ensuring air tightness of the thermal conditioning system and disconnection with minimal effort during the launch of the vehicle.

Key words: *interfaces, thermal conditioning system, lock/lock release assembly, integrated rubber hose composed of three basic parts.*

Вступ. В складі космічних ракетних комплексів широко використовуються вузли стикування для забезпечення підготовки до пуску ракети і підтримання відповідного режиму функціонування різноманітних систем. Одним із типів таких вузлів є вузли стикування наземної технологічної системи термостатування відсіків і головного блоку ракет космічного призначення. Вказані вузли є заключною ланкою на шляху прямування

[©] Хорольський М.С., Бігун С.О., 2019

термостатуючого продукційного повітря від наземного комплексу до борту ракети-носія, а тому вони відносяться до числа інтерфейсів космічного ракетного комплексу і є критичними. Від їх нормальної роботи напряму залежать ефективність, якість і надійність підготовки ракети до пуску і підтримання її параметрів в процесі польоту.

У доступних публікаціях майже відсутня інформація про вузли стикування систем термостатування, а із поодиноких патентних джерел інформації відомо, що існуючі вузли стикування надто громіздкі і є одноразової дії [1]. Тобто, в разі відміни пуску ракети з певних причин (а такі випадки мають місце) вузли стикування непридатні для повторного використання, а тому такі інтерфейси потрібно міняти, для чого потрібен певний час і додаткові витрати.

Постановка задачі. Задача створення наземного комплексу системи термостатування виникла вперше в Україні в зв'язку з необхідністю розробки ракетного космічного комплексу «Циклон-4 і його модифікацій, включаючи наземне технологічне обладнання. Тому розробка вузлів стикування системи термостатування є актуальною. Метою даної роботи є аналіз концептуальних підходів, вибір і обґрунтуваннянової концепції створення вузлів стикування систем термостатування ракет космічного призначення.

Результати аналізу. Аналізуючи доступні зарубіжні конструкції вузлів стикування систем термостатування, можна помітити, що вони в основному побудовані або на основі зрізання одноразових металевих елементів, або на базі тороподібних пневмопружинних механізмів [2]. У першому випадку має місце складна конструкція, що пов'язана зі спеціальною наземною системою відводу, і в разі відміни пускузначно ускладнюється підготовка до нового пуску. У другому випадку на старті потрібно мати додаткове газобалонне оснащення для підготовки пневмопружинного механізму вузла стикування і спеціально підготовленого персоналу для роботи з ним. Тому обидва варіанти достатньо витратні, складні і потребують спеціально підготовлених кадрів. В результаті аналізу різних технічних рішень і процесів, що відбуваються при старті ракет, до вузлів стикування висувається ціла низка вимог[2], в тому числі і суперечливих, які на думку авторів можна задовольнити комплексним використанням різноманітних матеріалів і конструктивних рішень. Однією з основних вимог є герметичність і надійність. Наприклад, за патентами Франції герметичність вузла стикування роз'ємного з'єднання з трубопроводом наземної системи термостатування у одному випадку[3] досягається за рахунок приєднання суцільного металевого трубчастого сегмента з ослабленим перерізом, а в іншому[4] – за рахунок використання привареної гофрованої вставки. Роз'єднання магістралей трубопроводу здійснюється або шляхом руйнування металевого сегмента по ослабленому перерізу при старті ракети [3], або шляхом руйнування гофрованої вставки під дією сил, що розвиває наземна система відводу. Явними недоліками (крім зазначених раніше) указаних пристроївє конструктивна складність з використанням великої кількості високоточних деталей та збільшене зусилля роз'єднання. Крім того, оскільки всі зазначені вузли стикування практично є вузлами разової дії, то в разі відміни пуску на стартовій позиції потрібно мати запасні частини і відповідний персонал для забезпечення налагодження і повторного стикування.

Відомо [5,6], що для забезпечення надійної герметизації в роз'ємних використовуються з'єднаннях найчастіше ущільнювачі i3 гуми, яка характеризується високою еластичністю, порівняно з іншими конструкційними матеріалами, низькими модулем пружності та твердістю і в той же час має достатні міцностні властивості. Для надійної герметизації на контактних поверхнях з'єднання потрібно лише створити відповідні контактні напруження, забезпечити задану шорсткість контактних поверхонь і надійну фіксацію ущільнювача на горловині ракети при подачі продукційного повітря. На відміну від жорстких металевих конструкцій гумові елементи можуть компенсувати технологічні, монтажні і експлуатаційні переміщення та мати мінімальний силовий вплив на ракету при її старті. В той же час, при проектуванні пристроїв, що в своєму складі містять гумові вироби, потрібно враховувати зміну властивостей гуми з терміном часу внаслідок швидкого старіння гуми як конструкційного матеріалу і прояви різноманітних релаксаційних процесів.

На підставі теоретичних і експериментальних досліджень з моделюванням окремих процесів автори прийшли до висновку, що для забезпечення зазначених вимог до вузлів стикування систем термостатування, їх конструкція може бути значно простішою, яка зображена на рис. 1 і 2.

Основним елементом такої конструкції авторами запропоновано гумовий рукав, який в загальному вигляді має три частини, кожна з яких призначена для виконання відповідних функцій: ущільнювальна частина у вигляді фланця, центральна гофрована частина і циліндрична гладка частина.

Ущільнювальна частина рукава призначена для приєднання інтерфейсу до горловини ракети і з допомогою притискного механізму фіксації-розфіксації бандажного типу забезпечення герметичності (рис. 3). На зовнішній стороні ущільнювальної частини рукава виконана канавка для центрування механізму фіксації-розфіксації, що в своїй конструкції містить чеку, яка з'єднана з тросиком для автоматичного роз'єднання при відводі стріли установлювального агрегату в процесі пуску ракети.

гофрованою Центральна виконана частина рукава гофрами 3 антироздувальної конструкції для забезпечення гнучкості, компенсації похибок при виготовленні елементів конструкції ракети і наземного технологічного обладнання, подачі продукційного повітря до відсіків і головного блока ракети під різними кутами без зменшення площі поперечного перерізу рукава. Крім того, гофри підвищують жорсткість конструкції рукава в радіальному напрямку з одного боку від дії ззовні атмосферних чинників і зусилля кришки горловини, яка після відділення рукава при старті ракети під дією пружини закриває отвір горловини, а з іншого – від роздування рукава під дією внутрішнього тиску продукційного повітря. Це досягається тим, що гофри виконані конусними з потовщенням при вершинах і западинах в 1,5 – 2,5 рази в порівнянні з товщиною бокових стінок гофр. Таке потовщення виконує роль бандажів у гумовому рукаві, які стримують його роздування. З метою зменшення концентраторів напружень при деформації рукава в процесі експлуатації вершини і западини гофр виконані радіусними. Кількість гофр, їх висота і величина зовнішнього та внутрішнього кутів його конусів залежать від геометричного розташування на ракеті споживачів (а їх може бути декілька в різних площинах) продукційного повітря та його параметрів і фізикомеханічних характеристик гуми, з якої виготовлено рукав. В будь-якому випадку конструкція рукава повинна забезпечити безперебійну подачу споживачам продукційного повітря в заданих обсягах під різними кутами і надійну герметизацію як на горловині ракети, так і на трубопроводі системи термостатування. При цьому усі поверхні приєднувальних елементів металевих конструкцій, що взаємодіють з поверхнями гумового рукава, повинні мати шорсткість не вище Ra=2,5 мкм. А шорсткість ущільнювальних елементів гумового рукава повинна забезпечуватися елементами конструкції прес-форми з шорсткістю формоутворюючих поверхонь Ra=0,32 мкм.

Слід також зазначити, що повітря через рукав подається з високою швидкістю і в великих обсягах, що призводить до високочастотної вібрації, яка може мати негативний силовий вплив на ракету. В разі наявності гофрованої частини рукава із гуми, вказана вібрація поглинається в основному в самому рукаві і на борт ракети майже не передається або має мінімальний силовий вплив, що позитивно відрізняє запропоновану конструкцію від існуючих.

Циліндрична гладка (незнімна) частина рукава (або іншої форми) призначена для жорсткого герметичного приєднання рукава до наземної частини системи термостатування.

Саме такий вузол стикування успішно пройшов випробування при наземному експериментальному відпрацюванні, що імітує реальні умови експлуатації [7].



Рис.1. Схема вузла стикування системи термостатування:

1-гумовий рукав; 2-ущільнювальний фланець рукава; 3-горловина ракети; 4-циліндрична приєднувальна частина рукава; 5-трубопровід системи термостатування; 6-хомуты для жорсткого закріплення рукава; 7-гофрована компенсуюча частина рукава; 8-канавка в рукаві для центрування механізму фіксації-розфіксації; 9-механізм фіксації-розфіксації.



Рис.2. Загальний вид рукава стикування:

1-ущільнювальний фланець рукава (знімна частина); 2-гофрована частина рукава (компенсувальна);3-циліндрична частина (незнімна); 4-заглушка циліндричної частини; 5-механізм фіксації-розфіксації; 6- заглушка ущільнювального фланця; 7-канавка для центрування механізму фіксації-розфіксації.



Рис.3. Загальний вид механізму фіксації– розфіксації: 1 – хомут; 2 – трос.

Перед стартом ракети космічного призначення відділення ущільнювального фланця рукава здійснюється наступним чином. Стріла установлювального агрегату (рис.4), відхиляючись від борту ракети, розтягує гофровану частину рукава, яка подовжується внаслідок деформації гофрів, натягує провисаючий трос 2 механізму фіксації-розфіксації (рис.3) до спрацювування чеки хомута 1. Звільнений від обтиснення хомутом з чекою ущільнювальний фланець рукава розтягується під дією внутрішнього тиску продукційного повітря і зусилля відхиленої стріли установлювального агрегату плавно сходить з горловини ракети, Аналогічним чином відділення рукава від горловини ракети може здійснюватися при старті ракети або одночасними

рухами ракети і стріли установлювального агрегату. В разі відміни пуску рукав вручну легко знімається з горловини термостатування ракети з наступною установкою ущільнювальний фланець відповідної заглушки В В стріли горизонтальному положенні установлювального агрегату. 3a необхідністю рукав можна повністю демонтувати.

Як видно із викладеного, технічне рішення просте за конструкцією і надійне в експлуатації.



Рис.4. Загальний вид ракети при стартовому положенні установника: 1 – ракета; 2 – установлювальний агрегат; 3 – рукави.

Висновки. Здійснено аналіз відомих конструктивних рішень вузлів стикування систем термостатування сухих відсіків і головного блоку ракет космічного призначення і визначено їх недоліки.

Запропонована нова концепція створення вузлів стикування систем термостатування з використанням триєдиного рукава з еластомерного матеріалу, зокрема гуми, який в загальному вигляді повинен мати три частини: ущільнювальну знімну, центральну компенсуючу гофровану і гладку циліндричної або іншої форми незнімну.

Для надійної герметизації рукава на горловині ракети використовується механізм фіксації – розфіксації бандажного типу, який містить чеку, що

з'єднана з тросиком для автоматичного роз'єднання при відводі стріли установлювального агрегату.

Бібліографічні посилання

1. Бигун С.А. Типы и конструктивные особенности узлов стыковки систем термостатирования головных блоков и отсеков ракет-носителей космических аппаратов / С.А.Бигун, Ю.А.Еланский, М.С. Хорольский // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.- техн. ст. - 2013. - Вып. 1. - Днепропетровск: ГП «КБ «Южное». - С. 65-68.

2. Бигун С.А. Проблемные вопросы создания узлов стыковки систем термостатирования ракет космического назначения / С.А. Бигун, М.С. Хорольский // Космическая техника. Ракетное вооружение.SpaceTechnology. MissileArmaments: Сб. науч.-техн. ст. - 2018. - Вып.2. - Днепр: ГП «КБ «Южное». - С. 132-138.

3.Патент Франції FR 2658479 (А2), 1991, МПК кл.В 64G1/40; B64G1/64; B64 G5/00.

4.Патент ФранціїFR 2685903 (А1), 1993, МПК кл.В64G5/00;F41F3/055;F02K9/44;F41F3/055.

5. Глухаткина Л.Г. Рукавные изделия. Большой справочник резинцика. Ч. 2. Резины и резинотехнические изделия / Под ред. С.В. Резниченко, Ю.Л. Морозова. – М.: ООО «Издательский центр «Техинформ» МАИ», 2012. С. 265-266.

6.Хорольский М.С. Уплотнительные устройства неподвижных соединений. Большой справочник резинщика. Ч. 2. Резины и резинотехнические изделия / Под ред. С.В. Резниченко, Ю.Л. Морозова. – М.: ООО «Издательский центр «Техинформ» МАИ», 2012. С. 296-302.

7. Бигун С.А. Экспериментальные исследования результатов отработки узлов стыковки системы термостатирования РКН «Циклон-4» / С.А. Бигун, М.С. Хорольский, А.И. Скоков, С.В. Каплун // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.- техн. ст. - 2016.-Вып. 2.- Днепр: ГП «КБ «Южное». - С. 43-51.

Надійшла до редколегії 16.11.2019

УДК 621.791.725

Ю.А. Шашко, О. В. Кулик, А.Ф. Санін

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

ВИКОРИСТАННЯ АДИТИВНИХ ТЕХНОЛОГІЙ ДЛЯ ОТРИМАННЯ ЗАГОТІВОК ДИСКІВ ТУРБІН ТУРБОНАСОСНИХ АГРЕГАТІВ

В даній роботі приведені результати науково-дослідної роботи, головним завданням якої, була оцінка можливостей та перспектив використання Direct Metal Laser Sintering-технологія прямого спікання порошку) DMLS для виготовлення заготівок дисків турбін турбонасосів з лопатками (ротор турбіни), а також проведення аналітичної роботи для виявлення як переваг так і недоліків, над іншими традиційними методами.

Ключові слова: технологічність, оснащення, диск турбіни, метод DMLS, КВМ.

В данной работе приведены результаты научно-исследовательской работы, главной задачей которой была оценка возможностей и перспектив использования Direct Metal Laser Sintering - технология прямого спекания порошка) DMLS для изготовления заготовок дисков турбин турбонасосов с лопатками (ротора турбины), а также проведение аналитической работы для выявления как преимуществ, так и недостатков над другими традиционными методами.

Ключевые слова: технологичность, оснащение, диск турбины, метод DMLS, КИМ.

This paper presents the results of research work, the main task of which was to assess the possibilities and prospects of using Direct Metal Laser Sintering - the technology of direct sintering of powder) DMLS for the manufacture of blanks for turbine turbine disk blades with blades (turbine rotor), as well as conducting analytical work to identify both advantages and disadvantages over other traditional methods.

Keywords: manufacturability, equipment, turbine disk, DMLS method, MUF.

Вступ. Ротор турбіни – це диск із рядом робочих лопаток, який має профільну частину і стовщений обід, на якому кріпляться робочі лопатки. Ротор є однією з найбільш відповідальних деталей турбонасосних агрегатів (ТНА), що призначений для приведення в роботу насосів, які подають компоненти палива до двигуна, матеріал диска турбіни та лопаток повинен задовольняти ряд технологічних вимог: володіти достатньою жаростійкістю, високими ливарними властивостями, добре зварюватися та оброблятися різанням, конструктивним працювати вимогам: a також y високотемпературному середовищі корозійно-активних газів, важливо також зберігати високу міцність і надійність [11].

Матеріал який традиційно застосовується для виготовлення дисків турбін це сталі - 30ХГСА, 18ХН4ВА, ОХН3М, 37Х12Н8Г8МФБ(ЭП 481) та сплави ХН77ЮР(ЭП 437Б), ХН70ВТЮ (ЭИ 617), ХН65МВТКЮЛ (ЖС6К) та матеріал

[©] Шашко Ю.А., Кулик О. В., Санін А.Ф., 2019

лопаток – 12Х18Н9Т, 30ХГСА, 4Х14Н14В2М (ЭИ69) та ВЛ7-20, ЖСЗ [11].

забезпечення цих вимог,серед іншого, забезпечується Однак використанням унікальних і наукомістких технологій виготовлення як штампування заготівок дисків турбін так і методів подальшого їх складання з (рис.1), випробування, зварювання наявності спеціального лопатками. технологічного обладнання, пристосувань (рис.4) і працівників високої кваліфікації. Наслідком цього є те, що в собівартості ротора турбіни найбільша складова – це технологічна собівартість.



Рис.1. Конструкція зварного і литого диска [11]

Для найбільш поширених з конструкцій ротора турбіни, на сьогоднішній день, традиційний метод виготовлення оболонок – це штампування заготівок дисків турбін в закритих штампах (рис.3),механічна обробка дисків турбін (рис.4), виготовлення лопаток, з'єднання лопаток з диском шляхом паяння або зварюванням (рис.2), велика кількість контрольних операцій, але через невеликі обсяги виробництва даний метод втрачає свою привабливість по причині високої собівартості одного ротора турбіни.

Основною метою роботи є порівняльний аналіз існуючих технологій виготовлення ротору турбіни ТНА і дослідження можливості зниження технологічної собівартості шляхом використання сучасних адитивних технологій методом DMLS (метод прямого спікання порошку).

Метод DMLS дозволяє надрукувати в прямому сенсі ротор турбіни одночасно виконаний з лопатками, при цьому значно зменшити кількість засобів технологічного оснащення і кількість переобладнання обладнання, на порядок менша собівартість виготовлення, суттєве скорочення виробничого циклу.

В роботі розглянутий склад технологічного обладнання та пристосувань для виробництва ротора турбіни DMLS методом, необхідне оснащення та матеріал. Для забезпечення достойної конкурентної спроможності продукції ракетно-космічної промисловості України на міжнародному ринку, враховуючи сучасне становище даної галузі, потрібно знаходити нові рішення які позитивно вплинуть на технологічність та собівартість виробів РКТ.

Актуальність проблеми. Ротори турбін ТНА для двигунів ракет-носіїв (РН) є відповідальними деталями, яким властиві високі вимоги до їх міцності, здатності працювати в середовищі високотемпературних корозійно-активних надійності, точності посадкових місць повинна відповідати 7-12 газів, квалітетам, радіального биття зовнішніх посадкових місць відносно осі ротора і центральної виточки отвору або шийки повинно знаходитися в межах 0,001-01, максимальний дисбаланс дисків не більше 5г.см на плече в 100 мм, поверхня диска, задля уникнення концентрації напружень, не повинна мати рисок та різких переходів [11]. Забезпечення цих вимог, серед іншого, забезпечується використанням унікальних і наукомістких технологій виготовлення i3 спеціального технологічного залученням обладнання. пристосувань i працівників кваліфікації високої a також використання традиційного довготривалого циклу виробництва. Наслідком цього є те, що в собівартості одиниці ротора найбільша складова – це технологічна собівартість.

Традиційний метод виготовлення, включає паралельне використання не тільки декількох технологічних процесів а й паралельно організованих окремих виробництва - виготовлення заготівки диску турбіни штампуванням в закритих штампах або лиття одночасно з лопатками (рис.2), з наступною механічною обробкою з однієї сторони, та виготовлення лопаток турбіни литтям за витоплюваними моделями з механічною чистовою обробкою, з іншої сторони і окремий технологічний процес складання (рис.2) самого ротора турбіни. При традиційному методі лише підготовка виробництва займає декілька діб.



Рис.2. Типи з'єднань лопаток з диском турбіни [11]: а - зварюванням; б -Т-подібним замком; в - «ялинковий» замок; 1-ніжка; 2-перо;3-бандаж;4-гребені ущільнення; 5-замок;



Рис.3. Заготівка диска отримана штампуванням [11].



Рис.4. Проточування Т-подібних пазів[11]

Головною перевагою зварних дисків є їх виготовлення з мінімальним кроком лопаток, а недолік – висока трудомісткість механічної обробки замків лопаток та штампованого диска.

Крім того, при зварюванні змінюється положення лопаток в дискові, що порушує геометрію газового тракту та його стабільність. Лиття дисків з лопатками за витоплюваними моделями дозволяє значно знизити трудомісткість виготовлення та підвищити стабільність вихідних параметрів.

При цьому важливо враховувати що, найбільша конструктивна міцність при мінімальній масі диска досягається, коли лопатка виконана як одне ціле з диском і обод виходить легшим. Однак виготовити такі диски складніше, особливо з точки зору отримання точного профілю лопаток.

На кожну турбіну потрібна велика кількість лопаток, тому навіть при серійному виробництві THA доцільно організувати потокове дрібно виробництво лопаток використанням спеціального обладнання 3 та високопродуктивного оснащення. Однак необхідність кріплення окремо виконаних лопаток турбін до диску за допомогою замків ускладнює технологічний процес та збільшує масу диска турбіни (рис.2). Цього недоліку значною мірою уникають шляхом з'єднання лопаток з диском турбіни зварюванням. Наявність на в конструкції коліс турбін такого елементу, як бандаж, виконаного як одне ціле з лопатками, покращує їх характеристики, але виготовити такі лопатки точним литтям за витоплюваними моделями досить складно через наявності похибок закритих профілів обробка лопаток ускладнена.

Сутність технології Direct Metal Laser Sintering.

Direct Metal Laser Sintering, що перекладається як пряме лазерне спікання металу - це один із способів відтворення деталі по її комп'ютерної моделі. Сьогодні в країнах СНД більше вживають термін 3D-друк, він більш образний і зрозумілий для розуміння простого користувача [1].

Цей процес полягає у термічному впливі на металевий порошок лазером, з метою його спікання і утворення на площині єдиної фігури, заданої геометрії. Таким чином виріб будується поступово шар за шаром (рис.5).



Рис. 5. Побудова шару матеріалу деталі



Рис.6. Схема роботи 3D принтера за технологією Direct Metal Laser Sintering

У комп'ютер, підключений до машини, завантажується тривимірна модель в * .stl форматі.

В середині 3D-принтера на спеціальній платформі завантажується і розрівнюється початковий шар з металевого порошку, перший «шар» майбутньої конструкції, товщина якого може складати 0,020 мм або 20 мкм.

Далі, лазером, потужністю від 200 до 1000 Вт, проводиться спікання порошку за координатами, переданих комп'ютером. Таким чином, отримують перший поверх (шар) конструкції. Наноситься другий шар порошку і процес повторюється.

В якості матеріалу використовуємо металевий порошок зі сплаву Inconel 718[2]. Жароміцний сплав, призначений для роботи при температурах до 980 ° С, один з найбільш поширених сплавів сімейства інконель. Розроблено та запатентовано (патент США № 3046108 від 24.07.1962), автор Айзелштайн (Eiselstein) [10]. У 1970-ті роки в США на частку сплаву інконель 718 припадало понад 50% валового випуску промислових жароміцних сплавів.

Сплав спочатку застосовувався як обшив очний матеріал для надзвукових літаків [2]. Зміцнення сплаву досягається за рахунок повільного виділення інтерметаліди них сполук нікелю з титаном і ніобієм, сплав легко оброблюються тиском і добре зварюється.

Сплав застосовується для виготовлення лопаток компресора авіаційних двигунів, а також інших деталей.

Таблиця 1

Обробка	t _{вип.} , °C	Межа	Межа	Подов-	Тривала
		міцності	текучості	ження	міцність,
		$\sigma_{\rm b}, \kappa \Gamma c/mm^2$	$σ_{0,2}$, кгс/мм ²	δ, %	кгс/мм ²
Наклеп и старіння	20	153	145	9,5	-
при720 °С 8 год;	426	-	-	-	130
охолодження в печі	538	-	-	-	88
до 620 °C 10	648	-	-	-	31
год.;охолодження на					
повітрі					
Нагрівання до 950 °С	20	145	122	17,3	-
і старіння при 720 °С	426	-	-	-	120
8 год.;	538	-	-	-	102
охолодження в печі	648	-	-	-	38
до 620 °С 10 год.;					
охолодження на					
повітрі					
Нагрівання до	20	143	124	20.5	-
1065 °С і старіння	426	-	-	-	112
при 720 °С 8 год.;	538	-	-	-	95
охолодження в печі	648	-	-	-	53
до 620 °C 12					
год.;охолодження на					
повітрі					

Характеристики сплаву Inconel 718 [2]



Рис.7. Заготівка колеса турбіни зі сплаву Inconel 718, виготовленого методом Direct Metal Laser Sintering

Порівняльний аналіз Direct Metal Laser Sintering з традиційними технологіями.

Використання штампування, зварювання та лиття за витоплюваними моделями мають значну кількість переваг до того ж вони добре освоєні, але беручи до уваги сучасне становище та зменшення об'ємів випуску, переваги поступаються за кількістю недоліків серед яких: складність процесу, висока собівартість відливок, модельного оснащення, закритих штампів та їх елементів, висока тривалість підготовки, необхідність організації окремого виробництва.

3D-друк за технологією Direct Metal Laser Sintering [1].

Основні переваги:

- вироби можуть мати геометрію будь-якої складності.

- деталі мають меншу вагу, ніж при виробництві методом лиття, за рахунок більшої точності та високого коефіцієнту використання матеріалу.

- висока міцність.

- висока міцність при термічному впливі (сплав Inconel 718).
- короткі терміни на підготовку виробництва.
- можливість отримання деталей складної конфігурації (рис.7);
- точне виконання дрібних елементів деталей;
- можливість побудови двох різних деталей на одній плиті;
- низька собівартість виготовлення;

До недоліків даного методу можна віднести:

- застосування ручної праці при видаленні підтримок;
- габарити деталей обмежені розмірами робочої плити;

- обмежений перелік порошків металів та сплавів для друку ;

- наявність пористості в мікроструктурі (залежить від режимів виготовлення, значно зменшується при термообробці);

- метод неефективний при крупносерійному та масовому виробництві.

Висновки. Традиційні методи виготовлення в сучасних умовах, з урахуванням малих об'ємів виробництва, складності процесу та використання

значної кількості дорогого оснащення та обладнання втрачає свою економічну привабливість.

Адитивний метод виготовлення за технологією Direct Metal Laser Sintering має значну кількість переваг над традиційними методами, враховуючи значні всі перелічені недоліки, даний метод теоретично має всі передумови для впровадження на виробництві для виготовлення таких відповідальних деталей як турбіни турбонасосних агрегатів, сучасних умовах, повністю замінивши традиційні технології, при цьому позитивно впливаючи культуру виробництва а також на економічну складову технологічного процесу.

Бібліографічні посилання

1. <u>http://3dprofy.ru/pryamoe-lazernoe-spekanie-metallov-dmls/</u>

2. <u>https://ru.wikipedia.org/wiki/Инконель</u>

3. В. А. Богуслаев, А.Я. Качан, Н.Е. Калинина и др. Авиационнокосмические материалы и технологии. Учебник/.–Запорожье: Мотор Сич, 2007. – 383с.

4. Смуров И.Ю., Мовчан И.А., Ядройцев И.А. и др. Аддитивное производство с помощью лазера // Вестник МГТУ «Станкин». 2011. Т. 2. № 4. С. 144-146.

5. Шишковский И. В. Синтез функциональных изделий из градиентных материалов методом селективного лазерного спекания// Перспективные материалы, 2001, №5.- С.60-64.

6. Назаров А.П. Перспективы быстрого прототипирования методом селективного лазерного спекания /плавления // Вестник МГТУ «Станкин». 2011. Т. 1. № 4. С. 46-52.

7. Hugh Yack. Rapid Prototyping Course/ Version 1/0/ August 31, 2001, Copyright. http://claymore. Engineer.gvsu.edu/eod/manufact-302.htm//pgfld-510663.

8. Zinchenko V. P. Information technologies for modeling the layout of a complex technical object / V. P. Zinchenko, D. I. Konotop, A. P. Sidorenko, V. V. Borisov // Information systems, mechanics and control. -2011. $-N_{2}$ 6. -P. 27–35.

9. Кулиш А.М. Структура и свойства образцов из сплава In718, полученных методом коаксиального лазерного плавления // Молодежній научно-технический вестник, МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва 2016, 10с.

10. Calleja A., Tabernero I., Lamikiz A. Optimal Parameters for 5-axis Laser Cladding // Procedia Engineering. Vol. 63. 2013. P.45-52. DOI:10.1016/ j.proeng.2013.08.229.

11.Воробей В.В., Логинов В.Е. Технология производства жидкостных ракетных двигателей: учебник. –М.: Изд-во МАИ, 2001.-496с.: ил. ISBN 5-7035-2328-1.

Надійшла до редколегії 24.09.2019

УДК 62.403.3

В.Ю. Шевцов, В.Ю. Левченко

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

ОЦІНКА МОЖЛИВОГО УРАЖЕННЯВІД ВИБУХУПАЛИВНО-ПОВІТРЯНИХ СУМІШЕЙ ПРИ ПРОЕКТУВАННІ СПЕЦІАЛЬНИХ ОБ'ЄКТІВ ІНФРАСТРУКТУРИ

Запропонована в статті методика розрахунку вражаючих факторів в залежності від енергії вибуху і відстані дозволяє передбачити як надійну відстань розташування цивільних споруд, так і розрахувати їх на міцність, забезпечуючу надійний захист персоналу конкретного об'єкта. Окрім того, дана методика дозволяє визначити можливі шляхи підвищення вибухобезпеки ППВ за умови головного критерію - «захист персоналу / мінімізація збитку».

Ключові слова: вибухобезпека, паливно-повітряна суміш, вибух, вибухозахист, критерії поразки повітряною ударною хвилею, оцінка вражаючих факторів вибуху, оцінка вибухостійкості, надлишковий тиск, питомий імпульс, фаза стиснення, фаза розрідження.

Предложенная в статье методика расчета поражающих факторов в зависимости от энергии взрыва и расстояния позволяет предсказать как надежное расстояние расположения гражданских сооружений, так и рассчитать их на прочность, обеспечивающую надежную защиту персонала конкретного объекта. Кроме того, данная методика позволяет определить возможные пути повышения взрывобезопасности ТВС при главном критерие - «защита персонала / минимизация ущерба».

Ключевые слова: взрывобезопасность, топливно-воздушная смесь, взрыв, взрывозащита, критерии поражения воздушной ударной волной, оценка поражающих факторов взрыва, оценка взрывоустойчивости, избыточное давление, удельный импульс, фаза сжатия, фаза разрежения.

The methodology for calculating the damaging factors proposed in the article depending on the energy of the explosion and the distance allows one to predict both the reliable distance of the location of civilian structures and their strength, which provides reliable protection for the personnel of a particular object. In addition, this technique allows you to identify possible ways to increase the explosion safety of fuel assemblies with the main criterion - "personnel protection / minimization of damage».

Keywords: explosion safety, fuel-air mixture, explosion, explosion protection, criteria for damage by an air shock wave, assessment of the damaging factors of an explosion, assessment of explosion resistance, overpressure, specific impulse, compression phase, rarefaction phase.

Вступ. При проектуванні спеціальних об'єктів інфраструктури, таких як військові склади, де зберігаються легкозаймисті летючі речовини, підприємства хімічної галузі, приміщення, де є ГБО з можливістю витоку газу, майстерні для практичних робіт студентів, студентські КБ і т.д., необхідно розробляти заходи

[©] Шевцов В.Ю., Левченко В.Ю., 2019

щодо захисту персоналу, будівель і устаткування від випадкових вибухів. Найбільш розповсюдженими на таких об'єктах є вибухи паливно-повітряних сумішей.

У даній роботі викладається методика розрахунку кількісних показників вражаючих факторів паливно-повітряних сумішей у відкритому об'ємі. Розглядається можливість їх застосування для оцінки вибухостійкості спеціальних об'єктів інфраструктури.

Питання вибухобезпеки технологічного обладнання досить добре вивчені і розроблені. Однак, дивлячись на останні події з вибухами військових складів в Україні можна зробити висновок, що цьому питанню не приділяється на практиці достатньої уваги, що призводить до дуже великих економічених втрат і, часто, до людських жертв. Так само вибухи паливно-повітряних сумішей можливі в різних майстернях і технічних студентських лабораторіях, де скупчення людей може бути максимально можливим. У цій статті аналізуються вибухи паливно-повітряних сумішей. Для оцінки їх вражаючої дії необхідна розробка надійної методики. Перед її викладом розглянемо деякі базові визначення і поняття. Як відомо, вибухобезпечність виробництв забезпечується вибухозахисту, системи захолів по вибухостійкості виконанням вибухопопередженню. Під вибухостійкістю виробництва розуміють його здатність виконувати свої функції при впливі механічних факторів аварійного вибуху без порушення безпеки. Заходи по вибухозахисту спрямовані на запобігання впливу на людей небезпечних і шкідливих факторів вибуху і збереження матеріальних цінностей. Ϊx об'єднує таке поняття, ЯК вибухопопередження, що являє собою систему заходів щодо запобігання можливості виникнення вибуху. Частина вищевказаних заходів повинна враховуватися при проектуванні як обладнання, так і самих спеціальних об'єктів інфраструктури з метою їх подальшої безпечної експлуатації. Потенційним джерелом аварійного вибуху на таких об'єктах є ємності для зберігання паливних і газових сумішей.

Прогнозування небезпеки аварійних вибухів можна проводити в кілька етапів:

– моделювання аварійних ситуацій в умовах конкретного виробництва;

– оцінки вражаючих факторів вибуху, особливо розрахункових навантажень і їх впливу на виробничий комплекс;

– аналізу міцності і стійкості об'єктів з урахуванням впливу вражаючих факторів вибуху;

– використання для розробки заходів основного критерію: «захист персоналу / мінімізація шкоди».

Для правильної оцінки небезпеки джерела потенційного вибуху і, відповідно, розробки заходів щодо підвищення вибухобезпеки необхідно виявити особливості даних вибухів. Для цього розглянемо процес протікання вибуху реципієнта. Як уже згадувалося вище, джерело вибуху розглядається як тара, в якій знаходиться паливо або скраплений газ під тиском. Руйнування резервуарів здійснюється внутрішнім тиском (тиском руйнування в разі газу) або при механічному впливі на резервуар з паливом, яке може досягатися з найрізноманітніших причин.

Визначення вражаючих факторів паливно-повітряної суміші

Основним вражаючим чинником при вибуху паливно-повітряних сумішей є повітряна ударна хвиля (ПУХ). Для визначення характеристик вибуху, необхідних основного вражаючого фактора для подальших розрахунків, розглянемо профіль повітряної ударної хвилі (рис. 1). В точку простору А ПУХ приходить через деякий час після вибуху. До її приходу в даній точці атмосферний тиск Ро. У момент приходу хвилі він стрибком підвищується до максимального значення (Р_Ф) у фронті ПУХ. Різниця між максимальним тиском і атмосферним називається надлишковим тиском ΔP_{α} у фронті ПУХ. За фронтом ударної хвилі тиск $P_{\phi} = F1 \cdot (\tau)$ швидко падає і через деякий час від моменту приходу фронту ударної хвилі воно стає нижче атмосферного, а потім за час відновлюється до початкового значення. ПУХ складається з двох областей: фази стиснення і фази розрідження. Фаза стиснення - це час, протягом якого тиск в ПУХ зберігається вище атмосферного. Фаза розрідження -час, протягом якого тиск в ПУХ залишається нижче атмосферного. Вражаюча дія ПУХ визначається фазою стиснення, а фаза розрідження не відіграє суттєвої ролі. Вона, навпаки, лише підсилює дію фази стиснення. Після закінчення фази стиснення об'єкт потрапляє в фазу розрідження, в якій тиск, який чиниться на об'єкт, істотно зменшується, а тому і руйнування в цій фазі істотно менше, ніж у фазі стиснення. При практичних розрахунках тиск у фазі розрідження не враховується. Також ПУХ характеризується тиском швидкісного напору $P_{ue} = F2 \cdot (\tau)$, який утворюється в результаті гальмування мас повітря, наступних за фронтом ПУХ. Тим самим створюється динамічне навантаження, тобто швидкісний тиск. Він викликає перекидання і відкидання об'єктів. Надмірний тиск у фронті ПУХ ΔP_{ϕ} викликає ударну дію на об'єкт . Якщо значення ΔP_{ϕ} вище критичних величин, то в об'єкті виникають різні пошкодження і руйнування. Вражаюча дія ПУХ на будівельні конструкції і людей характеризується наступними параметрами: надлишковим тиском; тиском швидкісного напору повітря; імпульсом фази стиснення; тривалістю фази стиснення. Нижче наведені основні розрахункові формули параметрів вражаючих факторів. Надмірний тиск $\Delta P_{\phi}[\Pi a]$ розраховується як:

$$\Delta P_{\phi} = (P_{\phi} - P_0), \Pi a, (1) \tag{1}$$

а його зміна в часі відображається графіком (рис. 1).



Рис. 1. Профіль ПУХ в координатах тиск-час(Р-т)

де τ_+ - час фази стиснення; τ_- - час фази розрідження; P_0 – тиск навколишнього середовища.

Для розрахунку вражаючих факторів від дії ПУХ необхідно знати, яка речовина призводить до вибуху, яка її маса, питома теплота згоряння гомогенної суміші, який ступінь розширення продуктів згоряння, швидкість розподілу фронту горіння і який режим горіння (детонація або дефлограція).

Для розрахунку візьмемо посудину з газовою ППС, а саме ацетилен масою речовини 150кг. Питома теплота згоряння ацетиленув середньому дорівнює 49,9 кДж на кг. Розрахуємо енергозапас горючої суміші(2), знаючи, що на поверхні землі він збільшується приблизно в 2 рази:

$$E = 2 \cdot m_{nan} \cdot Q_{scon} = 9.98 \cdot 10^8 \,\text{Дж}$$
, (2)

де m_{nan} - маса палива; Q_{3200} - питома теплота згоряння речовини.

Швидкість розповсюдження фронту горіння приймаємо 300 м/с, ступінь розширення продуктів згоряння для газових сумішей типових вуглеводнів приймаємо рівним 7 розрахунків. Зміну надлишкового тиску при дефлограційному режимі горіння, в залежності від відстані до точки вибуху, можна розрахувати по апроксимаційній залежності [3]:

$$\Delta PmD(r) = p_0 \cdot \left(\frac{U}{c_0}\right)^2 \cdot \frac{\sigma - 1}{\sigma} \cdot \left[0.83 \cdot \frac{\sqrt[3]{\frac{E}{p_0}}}{r} - 0.14 \cdot \left(\frac{\sqrt[3]{\frac{E}{p_0}}}{r}\right)^2\right], (3)$$

де U - швидкість розповсюдження фронту горіння; p_0 - нормальний атмосферний тиск; σ - ступінь розширення продуктів згоряння; c_0 - швидкість звуку в повітрі, r - відстань від точки вибуху.



Рис. 2. Графік залежності надлишкового тиску від відстані

Другим дуже важливим показником при оцінці уражень є питомий імпульс фази стиснення. Знаходимо його по апроксимаційній залежності [4]:



Рис. 3. Графік залежності питомого імпульсу від відстані

Для аналізу отриманих уражень спеціалістами з цивільної оборони були створені спеціальні таблиці, після чого була проведена оцінка ураження живої сили і можливість руйнування об'єктів інфраструктури (Табл. 1, 2).

В результаті проведених розрахунків для вибраної ємності були складені таблиці зон руйнувань (табл. 3) і ступенів уражень (табл. 4) з розподілом зон уражень незахищеного персоналу (рис.4,5).

Таблиця 1 Характер враження незахищених людей від надлишкового тиску ΔP_{Φ}

ΔP_{Φ} , кПа	Враження	Характер враження
	(травми)	
2040	Легкі	Легка загальна контузія організму, тимчасове
		ушкодження слуху, удари і вивихи кінцівок
4060	Середні	Серйозні контузії, пошкодження органів слуху,
		кровотеча з носа і вух, сильні вивихи і переломи
		кінцівок
60100	Тяжкі	Сильна контузія всього організму, пошкодження
		внутрішніх органів і мозку, важкі переломи кінцівок.
		Можливі смертельні випадки
>100	Особливо тяжкі	Отримані травми дуже часто приводять до смерті

Таблиця 2

Характер зон руйнувань від надлишкового тиску ΔP_{Φ}

Зона	Надлишковий	Характеристика руйнувань
руйнувань	тиск на фронті	
	ПУХ ΔP_{Φ} , кПа	
повних	>50	Повністю руйнуються житлові та промислові будівлі і споруди, а також протирадіаційні укриття і частина сховищ, які перебувають в районі центру вибуху. Утворюються суцільні завали. Руйнуються або пошкоджуються підземні комунально-енергетичні мережі.
сильних	30-50	Сильно руйнуються промислові будівлі і повністю руйнуються житлові будинки. Сховища та комунально- енергетичні мережі, як правило, зберігаються. В результаті руйнування будівель утворюються місцеві і суцільні завали
середніх	20-30	Будинки й споруди отримують середні руйнування, дерев'яні споруди повністю руйнуються, утворюються окремі завали і суцільні пожежі
слабких	10-20	Будинки й споруди отримують слабкі руйнування, утворюються окремі пожежі.
Таблиця 3

Характеристика зон руйнувань в залежності від величини надлишкового тиску ΔP_{Φ}

$= \Phi$				
Зона руйнувань	Надлишковий тиск на	Відстань від центра вибуху		
	фронті ПУХ ΔP_{Φ} , кПа			
Повних	>50	До 50м		
Сильних	30-50	Від 50м до 80м		
Середніх	20-30	Від 80м до 125м		
Слабких	10-20	Від 125м до 265м		

Таблиця 4

Характеристика ступеней ураження в залежності від величини надлишкового тиску ΔP_{Φ}

ψ				
Ступінь ураження	Надлишковий тиск на фронті	Відстань від центра вибуху		
	ПУХ ΔP_{Φ} , кПа			
Особливо тяжкі		Характер вражень		
	>100	досягається на відстані до		
		25м		
Тяжкі	60-100	От 25м до 40м		
Середні	40-60	От 40м до 68м		
Легкі	20-40	От 68 до 140м		



Рис. 4. Розподіл зон ураження незахищених людей



Рис 5. Розподіл зон ураження інфраструктури

На рис.5 показаний розподіл зон надлишкового тиску вибуху. Також показаний розподіл полів надлишкового тиску вибуху на основі кількісних показників параметрів основного вражаючого фактора вибуху (рис. 4,5).

Висновки. Запропонована в статті методика розрахунку вражаючих факторів в залежності від енергії вибуху і відстані дозволяє передбачити як надійну відстань розташування цивільних споруд, так і розрахувати їх на міцність, забезпечуючу надійний захист персоналу конкретного об'єкта. Окрім того, дана методика дозволяє визначити можливі шляхи підвищення вибухобезпеки за умови головного критерію - «захист персоналу / мінімізація збитку». В результаті проведених досліджень слід виділити основні заходи по:

1) вибухозахисту виробництва шляхом підвищення вибухостійкості будівель, а також, по використанню додаткових захисних споруд, знижуючих розрахункові параметри впливу вражаючих факторів вибуху. За результатами проведеного прогнозування визначається, які об'єкти інфраструктури потрапляють в осередок враження;

2) допустимості руйнувань і плануванню відновлювальних робіт в максимально короткі терміни через оснащення будівель легкоскидними конструкціями і розрахунок допустимого відсотка скління будівель для попередження обвалення несучих конструкцій.

Бібліографічні посиланння

1. Засоби враження і боєприпаси: навчальний посібник. /А.В. Бабкін, В.А. Велданов та ін.; – М.: Вид-во МДТУ ім. М.Е. Баумана, 2008.- 984 с.

2. Основи фізики вибуху: навчальний посібник./ М.П. Михайлов.; БДТУ, 2005. - 144 с.

3. Методики оцінки наслідків аварій на небезпечнихвиробничих об'єктах: Збірник документів. - М .:ВАТ «НТЦ Промислова безпека», 2006. - 208 с.

4. Оперативне прогнозування стану об'єктів при аварії з вибухом. - М.: МНС Росії, 2007. - 24 с.

Надійшла до редколегії 07.11.2019

ДО УВАГИ АВТОРІВ

1. Стаття повинна містити результати нових досліджень автора з повним їхнім доведенням. Посилання на неопубліковані праці неприпустиме. Приймаються статті, запропоновані українською, російською та англійською мовами.

2. Рукопис статті повинен мати таку структуру (згідно з вимогами Постанови ВАК України № 7-05/1 від 15 січня 2003 року):

– постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими чи практичними завданнями;

– аналіз останніх досліджень і публікацій, в яких започатковано розв'язання даної проблеми і на які спирається автор, виділення не вирішених раніше частин загальної проблеми, котрим присвячується означена стаття;

- формулювання цілей статті (постановка завдання);

– виклад основного матеріалу дослідження з повним обгрунтуванням отриманих наукових результатів;

– висновки з даного дослідження і перспективи подальших розвідок у даному напрямку.

3. Вимоги до набору.

Текст набирають у Microsoft Word.

▶ Формат паперу А4 (210×297).

≻ Параметри сторінки (поля): верхнє – 20 мм; нижнє – 20 мм; ліве – 20 мм; праве – 20 мм.

> Стилі і форматування для елементів статті.

Міжрядковий інтервал для усіх елементів статті одинарний.

УДК	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, прямий, усі літери великі;		
	<i>вирівнювання</i> : за лівим краєм; <i>інтервал після:</i> один рядок		
Ініціали і прізвища	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, прямий; вирівнювання: за		
авторів	серединою; інтервал після: один рядок. Спочатку набирають		
	ініціали, потім – прізвище		
Місце роботи	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, курсив; вирівнювання: за		
	серединою; інтервал після: один рядок		
Назва статті	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, напівжирний, прямий, усі		
	літери великі; вирівнювання: за серединою; інтервал після: один		
	рядок		
Анотації	Шрифт: Times New Roman, 12 pt, напівжирний, прямий;		
	вирівнювання: за шириною; абзац: 1,25 см		
Ключові слова	Шрифт: Times New Roman, 12 pt, напівжирний, курсив;		
	вирівнювання: за шириною; абзац: 1,25 см; інтервал після: один		
	рядок		
Основний текст статті	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, прямий; вирівнювання: за		
	шириною; абзац: 1,25 см; інтервал після: один рядок		
Назва рисунка	Шрифт: Times New Roman, 12 pt, напівжирний, прямий;		
	вирівнювання: за серединою, але не ширше за рисунок		
Підрисункові підписи	Шрифт: Times New Roman, 12 pt, прямий; вирівнювання: за		
	шириною, але не ширше за рисунок		
Заголовок	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, курсив; вирівнювання: за		

«Таблиця»	правим краєм
Назва таблиці	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, напівжирний, прямий;
	вирівнювання: за серединою
Заголовок	Шрифт: Times New Roman, 16 pt, напівжирний, прямий,
«Бібліографічні	вирівнювання: за серединою; інтервал після: один рядок
посилання»	
Бібліографічні	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, прямий; нумерований список;
посилання	вирівнювання: за шириною; абзац: 1,25 см; інтервал після: один
	рядок
Дата надходження до	<i>Шрифт</i> : Times New Roman, 12 pt, курсив; абзац: 1,25 см
редколегії	

Анотацію до статті та ключові слова слід подавати українською, російською та англійською мовами.

➢ Під час набору статті обов'язково розрізняти «дефіс» і «тире».

▶ Формули слід набирати тільки в редакторі МаthТуре з такими установками: *інтервал до:* один рядок, *інтервал після:* один рядок; *табуляція:* 8,5 см – за серединою, 17 см – праворуч. Основний шрифт формул - Times New Roman, 12 pt, стиль – *Математика*.

≻ Рисунки слід виконувати в будь-якому форматі, що імпортується графічними фільтрами Microsoft Word. Рисунки вставляють у текст статті як окремий незалежний об'єкт (положення – у тексті), при цьому можливе пересування тексту відносно нього. Під рисунком обов'язковим є розміщення його назви із номером; якщо необхідно – пояснювальний підпис.

≻ Бібліографічні посилання оформлюють відповідно до ГОСТ 7.1:2006 і вони повинні бути розташовані у тому ж порядку, що і посилання на них у тексті.

> В кінці статті наводяться прізвища, ініціали авторів та назва статті англійською, українською та російською мовами.

4. До редакційної колегії потрібно подавати:

один примірник статті з підписом автора (співавторів) на останній сторінці;

- експертний висновок про можливість публікації статті;

- рецензію провідного фахівця відносно наукового рівня статті;

- електронний варіант статті на CD або електронною поштою;

– в окремих файлах рисунки до статті;

– на окремому аркуші довідку про автора (співавторів), у якій слід зазначити: ім'я, по батькові та прізвище автора, місце роботи, посаду, наукові інтереси, телефон та електронну адресу.

5. Статті, виконані з порушенням правил, до збірника не будуть включені.

6. Адреса редколегії: Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, фізико-технічний факультет, кафедра проектування та конструкцій, вул. Наукова,1, м. Дніпро, 49050, Україна (тел.095-510-92-51, еmail: sdavydov1960@gmail.com).

3MICT

Батутина Т.Я., Бондарь Д.С.
Обзор результатов экспериментальных исследований по снижению шума
при старте ракет-носителей путем впрыска воды
Гриненко Я.А. Карпович О.В. Карпович I.I
Розробка шиклу роботи агрегатно-свердиильного верстату для
виготовлення леталі «ступиця».
bii orobsening derusii «erynniqa»
Dergal E.S., Kudrevatykh O.T., Quinn N.O
A dilatometer for the carbon fiber composite tubes15
Дуоровский и. д., Бучарский Б. Л. Матан настоя рашании за ван
метод постановки граничных условии при численном решении задач
Тазодинамики в областях сложной формы
Забірний О.Г., Кудрєватих О.Т., Куінн Н.О.
Пристрій для експрес-контролю герметичності паливних баків рідинних
ракетних двигунів
Кашенкова А. В., Калинина Н. Е., Калинин В. I.
Разработка режимов сварки жаропрочного никелевого сплава inconel /1843
Лазарева Ю.И., Клименко С.В., Кулик А.В., Лазарев И.В
Анализ современного состояния и перспективы развития ракетных
лвигателей лля исслелования лальнего космоса
Лапханов Е.О.
Особливості проектування пристроїв з постійними магнітами для відведення
об'єктів космічного сміття з низьких навколоземних орбіт
Луць О. В., Борщева Г. А., Ярмольчук Е. Д., Маноиленко А. А.
паземное обеспечение полетной и эксплуатационной радиометрической
калиоровки оптической полезной нагрузки космического аппарата
Манько Т. А., Гусарова И.А., Калиниченко Л. С.
Аэрокосмическая транспортная система – булушее Украины
Манько Т.А., Литот А. В.
Применение современных програмных комплексов при
проектировании и изготовлении фланца топливного бака из углепластика
Назаренко Г.В., Филиппенко П. П., Стрельченко А. Ю., Дешевых С. А.
Экспериментальное исследование влияния шага шнека на
эпертетические и антикаритационные своиства шнекоцентроосжных насосов
Олишевская В. Е., Гаркавенко Д. В., Сташевская И. В., Черкашин М. О.
Особенности определения нанотвердости металлов и сплавов105
Перлик В. И., Кремена А. П.
Обеспечение безопасной эксплуатации заправочного оборудования

ракет-носител	ей на самовоспламеняющихся компонентах топлива	113
Петренко А.Н., Кул Холловский д	агин С.Н., Толок С., Сербин В.В., Вороновский Д., Маслов В. зигатель ST-25 для малых космических аппаратов	121
Роменская О. П., М	анько Т. А., Гусарова И. А.	
Плазменная о способности у	работка, как метод повышения реакционнои гленаполнителя, при взаимодействии с эпоксидной матрицей	.130
Седых И.В., Назаре	іко Д.С., Минай А.Н., Бабийчук Я.О.	
Эксперимента	льное определение времени осаждения топлива в	
сферическом	баке перед повторным включением маршевого двигателя	136
Сокол Г.И., Омелю	ико И.С., Кириченко С. Ю., О.А. Колесник О.А.	
Моделирован	е характеристики направленности шума винта БПЛА	
в программно	і среде Mathcad	145
Сокол Г.И., Сахно ().А., Білоус В. В.	
Моделювання	руху та визначення кінематичних характеристик кулачкового	
механізму з ви	стоями у програмному середовищі «APM INTEGRATOR»	155
Хорольський М.С.,	Бігун С.О.	
Щодо концеп	ії створення вузлів стикування систем	
термостатуван	няракет космічного призначення	162
Шашко Ю.А., Кули	к О. В., Санін А.Ф.	
Використання	адитивних технологій для отримання заготівок	
дисків турбін	гурбонасосних агрегатів	169
Шевцов В.Ю., Левч	енко В.Ю.	
Оцінка можли	вого ураження від вибухупаливно-повітряних сумішей	
при проектува	нні спеціальних об'єктів інфраструктури	177