

МЕХАНІКА ТА МАШИНОБУДУВАННЯ

Науково-технічний журнал

1'2013

Держвидання

Свідоцтво Міністерства Інформації України
КВ №3648 від 27.01.1999 р.

ЗАСНОВАНИЙ

рішенням Президії АН ВО України 28.11.96.

РЕДАКЦІЙНА КОЛЕГІЯ:

Головний редактор:

акад. АН ВО, д.т.н., проф. Є.Є. Александров

Заступники головного редактора:

акад. АН ВО, д.т.н., проф. Д.О. Волонцевич

акад. АН ВО, д.т.н., проф. А.П. Марченко

Відповідальний секретар:

к.т.н., с.н.с. М.С. Ярмак

Члени редколегії:

акад. АН ВО, д.т.н., проф. Д.В. Бреславський

акад. АН ВО, д.т.н., проф. Ю.М. Внуков

акад. АН ВО, д.т.н., проф. Ю.С. Воробйов

акад. АН ВО, д.т.н., проф. А.І. Грабченко

акад. АН ВО, д.т.н., проф. А.Т. Лебедев

акад. АН ВО, д.т.н., проф. Г.І. Львов

акад. АН ВО, д.т.н., проф. О.К. Морачковський

акад. АН ВО, д.т.н., проф. М.А. Подригало

акад. АН ВО, д.т.н., проф. В.Б. Самородов

акад. АН ВО, д.т.н., проф. Ю.В. Тимофієв

акад. АН ВО, д.т.н., проф. М.А. Ткачук

акад. АН ВО, д.т.н., проф. А.М. Туренко

АДРЕСА РЕДАКЦІЇ:

61002 Харків-2, вул. Фрунзе, 21,
НТУ "ХПІ", каф. КГМ ім. О.О. Морозова
Тел. 707-63-55, 707-68-23
E-mail: mech_mb@meta.ua

ЗМІСТ

Прикладна механіка

Бацмунт В.М., Горєшлиєв С.А., Баулін Д.С. Апроксимативні моделі польоту кулі для побудови програмного комплексу навчання принципам наведення стрілецької зброї у ціль 3

Ольшанский В.П., Ольшанский С.В. О коэффициентах динамичности при мгновенном нагружении упругой системы переменной массы 10

Товт Б. М., Бондаренко Л. М. Опір коченню ролика ланцюга по зубу 18

Динаміка та міцність машин

Жондковски Р., Воробьев Ю.С., Овчарова Н.Ю., Евченко Т.Ю. Анализ термоупругого состояния охлаждаемой монокристаллической лопатки ГТД . 23

Солохин М.А., Воробьев Ю.С., Губский А.Н. Влияние предварительного нагружения водяной камеры конденсатора паровой турбины на отклик от динамического воздействия 29

Чернобрыкко М.В., Аврамов К.В., Романенко В.Н., Кочуров Р.Е., Батутина Т.Я. Собственные колебания параболических обтекателей ракет-носителей . 38

Транспортне машинобудування

Глебов В.В., Гордиенко В.И. О решении проблемы обнаружения атаки противотанковых управляемых ракет 48

Задеев Е. П. Равновесие машины-амфибии на мелководье. (Реализация принципа инвариантности) 61

<i>Іванченко А.О.</i> Оцінка надійності системи «автомобіль-дорога» при забезпеченні проведення спеціальної операції	76
<i>Подригало М.А., Абрамов Д.В.</i> Определение предельных динамических показателей легковых автомобилей	81
<i>Речич Ю.В., Деятилов Ю.И., Паниматка В.И., Роленко С.А.</i> Анализ методов консервации и упаковки экспортных грузов	92
<i>Речич Ю.В., Деятилов Ю.И., Паниматка В.И., Роленко С.А.</i> Анализ особенностей военно-транспортной авиации и обеспечение требований по транспортабельности авиацией при разработке образцов бронетанковой техники	100
<i>Саенко Д.В., Гращенков Г.П., Поторока А.В., Липовец В.В., Литвин-Попович И.А.</i> Повышение надежности работы трансмиссии бронетранспортера БТР-4 за счет применения автономной системы смазки раздаточной коробки	107
<i>Чернявский И. Ю.</i> Увеличение контролируемой площади при ведении радиационной разведки местности	112

Управління в технічних системах

<i>Александров Є.С., Назаров О.С.</i> Оцінка параметрів системи контролю руху супутника	117
<i>Александрова Т.Е.</i> Параметрический синтез грубых информационно-управляющих систем	125
<i>Дронь Н.М., Хорольский П.Г., Дубовик Л.Г.</i> Сравнительная оценка возможных тактико-технических характеристик космического аппарата для сбора мелкого космического мусора ...	133
<i>Радиевский А.Е.</i> Развитие общей схемы формализма Дубовицкого-Милютин в теоретическом аспекте. III	140

Технологія машинобудування

<i>Хавин Г.Л.</i> Моделирование величины межслойной трещины при сверлении полимерных композитов	145
---	-----

До обговорення

<i>Галак О.В.</i> Пріоритетні напрямки розвитку лазерної зброї сухопутних військ	151
--	-----

Друкується за рішенням Вченої ради Національного технічного університету "ХПІ", протокол №3 від 01.03.2013р.

Механіка та машинобудування // Науково-технічний журнал. – Харків: НТУ "ХПІ", 2013. – № 1. – 160 с.

Збірник наукових та науково-практичних статей з питань механіки, машинобудування та сучасних технологій різноманітних галузей промисловості.

© Національний технічний університет "ХПІ", 2013

ПРИКЛАДНА МЕХАНІКА

УДК 623.442:623.4.023

*Бацамут В.М., канд. техн. наук; Горєлишев С.А., канд. техн. наук;
Баулін Д.С., канд. техн. наук*

АПРОКСИМАТИВНІ МОДЕЛІ ПОЛЬОТУ КУЛІ ДЛЯ ПОБУДОВИ ПРОГРАМНОГО КОМПЛЕКСУ НАВЧАННЯ ПРИНЦИПАМ НАВЕДЕННЯ СТРІЛЕЦЬКОЇ ЗБРОЇ У ЦІЛЬ

Постановка проблеми. Стрілецька зброя є масовим і невід’ємним атрибутом сучасної цивілізації, оскільки нею озброєні військовослужбовці всіх родів і видів збройних сил всіх країн світу.

Ефективність бойового застосування зброї суттєво залежить від рівня і ступеня підготовленості військовослужбовця, вміння поєднання ним основ стрільби, балістичних характеристик зброї, прийомів та правил стрільби, законів внутрішньої і зовнішньої балістики. Згідно [1] для успішного виконання завдань в бою необхідно:

- вміло вести вогонь по різних цілях і за різних умов бойової обстановки як вдень, так і вночі;

- спостерігати за результатами стрільби і вміло їх коригувати.

Тому для оволодіння потрібними знаннями та навичками необхідно знати і представляти процес пострілу – його періоди, траєкторію польоту кулі та її елементи.

Своєчасно і влучно виконаний постріл впливає на результат виконання бойового завдання, але вміння швидко приймати рішення на розв’язання вогневої задачі вимагає наполегливої, поступової і клопітливої роботи під час навчальних занять.

Навчання практичній стрільбі без глибоких теоретичних знань щодо балістичних параметрів польоту кулі приводить до зайвих витрат боєприпасів, ресурсу вогнепальної зброї і, як наслідок, до значних фінансових витрат.

Частим недоліком, який є одним з основних в процесі навчання стрільця і після його завершення, залишається слабе розуміння ним правил наведення зброї у ціль, виходячи з умов тактичної обстановки та фізичних процесів, що протікають під час виконання пострілу, комплексний вплив наведених аспектів на результати стрільби. Одним з перспективних напрямків усунення вказаних недоліків є використання в процесі навчання візуалізації траєкторії польоту кулі та результатів стрільби, виходячи з різних внутрішніх та зовнішніх факторів.

Оперативно змодельовати результати пострілу та візуально їх представити у будь-якій площині можливо за рахунок використання обчислювальної техніки. Але лише одних обчислювальних засобів в даному питанні не достатньо, вони повинні бути наповнені відповідними математичними моделями, які, до того ж, повинні відповідати вимогам адекватності та достатньої точності.

Тому, вибір апроксимативної моделі польоту кулі стрілецької зброї, яка є основою програмного комплексу навчання принципам наведення зброї у ціль, залишається **актуальною задачею**.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Проведений аналіз показав, що останнім часом при вогневій підготовці військовослужбовців провідних країн світу велика увага приділяється використанню комп’ютерних технологій та мультимедійних тренажерних комплексів.

Сучасні зарубіжні підприємства представляють досить широкий спектр різних стрілецьких тренажерів, що дозволяють проводити навчання з вогневої підготовки. Ведучими організаціями у цій галузі виступають: ТОВ НВП “Антарес-ТП” (Москва), ТОВ НВП “СКАТТ” (Москва), ТОВ “АМА” (Санкт-Петербург), ЗАТ “КД” (Москва), ТОВ “Ліметед НТЦ” (Новосибірськ), ФАТС (США) і т. ін.

Перші стрілецькі тренажери конструктивно уявляли собою комплексний пристрій, що складається з оптичних і механічних компонентів. Ці компоненти дозволяють спостерігати, виправляти і фіксувати помилки, що допускаються учнями в ході проведення заняття. Відмінною рисою зазначених пристроїв була достатня простота конструкції та експлуатації. До негативних сторін можна віднести громіздкість і неточність фіксації результатів [2]. Яскравими представниками являються тренажер О. Ершової [3], лазерні імітатори пістолета, світлові імітатори стрільби.

Одним з перших оптико-електронних тренажерів став тренажер стрільби ТБС2-ПМ. Його позитивним моментом стала поява органів управління та індикації. Принцип дії електроніки не передбачав використання ПЕОМ [4].

Наступним етапом розвитку стрілецьких тренажерів стала поява комплексів типу: “Рубін”, “СКАТТ”, ОЕТ-МА, CST2000 та ін. Принцип дії зазначених систем полягає в наступному. За допомогою проектора на великий екран проектується мішені або відеосюжет. Стрілець робить постріли з лазерної зброї по мішенях на екрані. У момент пострілу фотоприймальний пристрій, підключений до комп’ютера, зчитує положення лазерної точки на екрані і визначає його координати. Результати стрільби можуть бути роздруковані на принтері [5].

Найбільш сучасними зразками стрілецьких тренажерів стали мультимедійні інтерактивні апаратно-програмні комплекси типу “ТІР 7.0.1.-7.0.3.”. Дані комплекси дозволяють проводити заняття з вогневої підготовки у відповідності з курсом стрільб, а також моделювати різні бойові ситуації [6].

Як бачимо на даний час існує багато тренажерних комплексів, однак не один з них не може проаналізувати фізичні причини помилок, що виникають у реальних умовах під час вибору точки прицілювання. Крім того, при використанні даних комплексів, також як і в реальній обстановці складно визначити в який саме момент неточного пострілу зроблена помилка.

Програмний комплекс, що пропонується для розроблення, націлений на вирішення проблеми якісної підготовки стрільця у обмежений час і з меншою витратою коштів. Його застосування дозволить: візуалізувати процес стрільби; контролювати послідовність і правильність виконання розрахунків; аналізувати помилки при наведенні та надавати можливість отримувати теоретичні та довідкові матеріали.

Питанням зовнішньої балістики ракет, снарядів, куль вчені приділяли багато уваги [7-11]. Ними були розроблені складні моделі їх руху на базі диференціальних рівнянь, які враховують багато різних параметри і фактори. Особливістю рішення рівнянь зовнішньої балістики, складених строго, полягають у складності самих рівнянь, а також у тому, що функції, які визначають силу опору повітря, тиску і деякі інші величини не мають простого аналітичного вигляду. У зв'язку з цим такі рівняння вирішуються методами чисельного інтегрування, наприклад методом Ейлера, Сіаччі, Рунге-Кутта, Адамса-Штермера. В області чисельного інтегрування рівнянь зовнішньої балістики працювали А.Н. Крилов, В.М. Трофімов, В.В. Мечніков, Д.А. Венцель, Я.М. Шапіро та ін. Використання даних моделей зовнішньої балістики для вирішення завдання побудови програмного комплексу навчання принципам наведення зброї у ціль є досить трудомістким і тому недоцільним.

Для вирішення подібного завдання необхідно провести вибір досить простих, але адекватних математичних моделей пострілу, які будуть основою програмного за-

безпечення даного комплексу. При побудові необхідно враховувати такі параметри: початкові умови стрільби, точку прицілювання, встановлення різних прицілів, вплив умов метеорологічної та елементів тактичної обстановки на траєкторію польоту кулі.

Мета статті – розроблення простих математичних моделей польоту кулі на основі експериментальних даних, що дозволить наочно відображати траєкторію польоту кулі в просторі з урахуванням балістичних даних зброї, умов метеорологічної обстановки, вертикального і горизонтального переміщення цілі, а також інших складових, що впливають на реальні результати стрільби.

Виклад основного матеріалу. Для підвищення ефективності процесу навчання на основі розрахунку та візуалізації траєкторії польоту кулі, її відхилення від точки прицілювання у горизонтальній та вертикальній площинах при різних параметрах прицілювання в науково-дослідному центрі Академії ВВ МВС України в 2013 році була почата науково-дослідна робота “Розроблення програмного комплексу з навчання фізичним принципам наведення різних видів зброї у ціль”, шифр – “Агат”. Результатом даної роботи буде створення програмного комплексу з навчання курсантів принципам наведення різних видів стрілецької зброї, що стоїть на озброєнні внутрішніх військ МВС України, у ціль, який показуватиме всі етапи зовнішньої балістики пострілу та його результати з урахуванням різних умов метеорологічної та тактичної обстановки.

У програмному комплексі будуть представлені кілька видів стрілецької зброї – 5,45 мм автомат АК-74 (АКС-74); 5,45 мм ручний кулемет РПК-74 (РПКС-74); 7,62 мм автомат АКМ (АКМС); 7,62 мм ручний кулемет РПК (РПКС); 7,62 мм кулемет ПКМ (ПКМС); 7,62 мм снайперська гвинтівка СВД; 14,5 мм крупнокаліберний кулемет КПВТ.

Під час розроблення програмного комплексу будуть враховані основні тактико-технічні та балістичні характеристики стрілецької зброї, довідковий матеріал з правил стрільби і підготовки даних на основі таблиць стрільби.

Створення алгоритму проведення розрахунків за результатами стрільби з визначенням безпечної зони і зон ураження цілі на висхідній гілці і спадній гілці траєкторії дає можливість аналізувати і оцінювати помилки, допущені учнем під час вибору прицілу і точки прицілювання. Додаткові фактори впливу на результати стрільби у вигляді: зміни напрямку і сили вітру; напрямку руху цілі і її швидкості; довільні вимушені коливання зброї, а також переміщення точки прицілювання для показу зміни траєкторії польоту кулі від кута кидання, дозволяють імітувати більш складні умови стрільби.

Для моделювання процесу результатів стрільби був використаний метод, який на підставі балістичних даних польоту кулі, отриманих шляхом проведення експериментальних випробувань [1,7-11], дав можливість побудувати наближену до реальної траєкторію. Для побудови траєкторії польоту кулі у вертикальній і горизонтальній площині був обраний метод найменших квадратів так, як він дозволяє досить просто отримати у явному вигляді аналітичну поліноміальну функцію, значення якої у контрольних точках співпадають зі значеннями, отриманими за цими точками під час експериментального випробування.

Розглянемо приклад для одного виду зброї – **5,45 мм автомат Калашникова АК-74 (АКС-74).**

Перевищення (пониження) середньої траєкторії над лінією прицілювання [1] приведені в таблиці 1.

Вираз, що апроксимує траєкторію польоту кулі, представлений у загальному вигляді многочленом третього порядку:

$$y = a \cdot x^3 + b \cdot x^2 + c \cdot x + d, \quad (1)$$

де a, b, c, d – коефіцієнти многочлена.

Таблиця 1

Приціл	Відстань, м											
	50	100	150	200	250	300	350	400	450	500	550	600
	Перевищення траєкторії, см											
1	0	0	-3	-10	-	-	-	-	-	-	-	-
2	3	5	5	0	-10	-25	-	-	-	-	-	-
3	6	13	17	16	11	0	-17	-43	-	-	-	-
4	11	24	33	38	37	32	20	0	-27	-65	-	-
5	18	37	53	64	70	71	65	52	31	0	-42	-98
Приціл	Відстань, м											
	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000		
	Перевищення траєкторії, м											
6	0,54	0,97	1,2	1,2	0,82	0	-1,5	-3,7	-	-	-	-
7	0,75	1,4	1,8	2,0	1,9	1,3	0	-2,1	-5,2	-	-	-
8	1,0	1,9	2,7	3,1	3,2	2,9	1,9	0	-2,9	-7,0	-	-
9	1,4	2,2	3,6	4,4	4,8	4,8	4,1	2,6	0	-3,8	-	-
10	1,7	3,3	4,8	5,9	6,7	7,1	6,8	5,6	3,4	0	-	-

Під час оброблення статистичних даних для 5,45 мм автомата АК-74 для різних видів прицілів отримані наступні коефіцієнти та величини достовірності апроксимації (R^2), таблиця 2.

Таблиця 2

Номер прицілу	a	b	c	d	Вид полінома	R^2
1	$-3,0 \cdot 10^{-6}$	$3,0 \cdot 10^{-4}$	$-6,2 \cdot 10^{-4}$	-0,0286	$y = -3,0 \cdot 10^{-6} \cdot x^3 + 3,0 \cdot 10^{-4} \cdot x^2 - 6,2 \cdot 10^{-4} \cdot x - 0,0286$	0,9992
2	$-2,0 \cdot 10^{-6}$	$-6,0 \cdot 10^{-5}$	$7,51 \cdot 10^{-2}$	-0,1429	$y = -2,0 \cdot 10^{-6} \cdot x^3 - 6,0 \cdot 10^{-5} \cdot x^2 + 7,51 \cdot 10^{-2} \cdot x - 0,1429$	0,9991
3	$-1 \cdot 10^{-6}$	$-6,0 \cdot 10^{-5}$	$1,538 \cdot 10^{-1}$	-0,4141	$y = -1 \cdot 10^{-6} \cdot x^3 - 6,0 \cdot 10^{-5} \cdot x^2 + 1,538 \cdot 10^{-1} \cdot x - 0,4141$	0,9994
4	$-1 \cdot 10^{-6}$	$-2 \cdot 10^{-4}$	$2,766 \cdot 10^{-1}$	-0,7413	$y = -1 \cdot 10^{-6} \cdot x^3 - 2 \cdot 10^{-4} \cdot x^2 + 2,766 \cdot 10^{-1} \cdot x - 0,7413$	0,9996
5	$-1 \cdot 10^{-6}$	$-1 \cdot 10^{-4}$	$3,973 \cdot 10^{-1}$	-0,2967	$y = -1 \cdot 10^{-6} \cdot x^3 - 1 \cdot 10^{-4} \cdot x^2 + 3,973 \cdot 10^{-1} \cdot x - 0,2967$	0,9998
6	$-2 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-4}$	$4,853 \cdot 10^{-1}$	1,899	$y = -2 \cdot 10^{-6} \cdot x^3 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot x^2 + 4,853 \cdot 10^{-1} \cdot x + 1,899$	0,9998
7	$-2 \cdot 10^{-6}$	$7 \cdot 10^{-4}$	$5,855 \cdot 10^{-1}$	5,5804	$y = -2 \cdot 10^{-6} \cdot x^3 + 7 \cdot 10^{-4} \cdot x^2 + 5,855 \cdot 10^{-1} \cdot x + 5,5804$	0,9994
8	$-2 \cdot 10^{-6}$	$9 \cdot 10^{-4}$	$8,013 \cdot 10^{-1}$	6,9231	$y = -2 \cdot 10^{-6} \cdot x^3 + 9 \cdot 10^{-4} \cdot x^2 + 8,013 \cdot 10^{-1} \cdot x + 6,9231$	0,9995
9	$-3 \cdot 10^{-6}$	$1,1 \cdot 10^{-3}$	1,0242	8,2517	$y = -3 \cdot 10^{-6} \cdot x^3 + 1,1 \cdot 10^{-3} \cdot x^2 + 1,0242 \cdot x + 8,2517$	0,9985
10	$-2 \cdot 10^{-14}$	$6 \cdot 10^{-10}$	$1,5 \cdot 10^{-4}$	0,0692	$y = -2 \cdot 10^{-6} \cdot x^3 + 9 \cdot 10^{-4} \cdot x^2 + 1,5013 \cdot x + 6,9231$	0,9993

Статистичні дані щодо виносу точки прицілювання в залежності від швидкості флангового руху цілі [1] наведені у таблиці 3.

Таблиця 3

Швидкість руху цілі, м/с	Відстань, м							
	100	200	300	400	500	600	700	800
	Винос точки прицілювання в сторону від цілі, м							
Кроком (1,5-2)	0,17	0,36	0,58	0,83	1,12	1,45	1,85	2,32
Бігом (3)	0,34	0,72	1,16	1,66	2,24	2,91	3,7	4,63
На БТР (5-7)	0,63	1,34	2,14	3,06	4,15	5,39	6,85	8,56
Мотоциль (8-10)	1,02	2,16	3,48	4,98	6,72	8,73	11,1	13,89

Коефіцієнти та величини достовірності апроксимації (R^2), які отримані під час оброблення статистичних даних для різних швидкостей флангового руху цілі приведені у таблиці 4.

Таблиця 4

Швидкість руху цілі, м/с	a	b	c	d	Вид полінома	R^2
Кроком (1,5-2)	$1 \cdot 10^{-7}$	$4 \cdot 10^{-5}$	$1,7 \cdot 10^{-1}$	$-0,2323$	$y = 1 \cdot 10^{-7} \cdot x^3 + 4 \cdot 10^{-5} \cdot x^2 + 1,7 \cdot 10^{-1} \cdot x - 0,2323$	1
Бігом (3)	$3 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-4}$	$3,345 \cdot 10^{-1}$	$-0,3131$	$y = 3 \cdot 10^{-7} \cdot x^3 + 1 \cdot 10^{-4} \cdot x^2 + 3,345 \cdot 10^{-1} \cdot x - 0,3131$	1
На БТР (5-7)	$5 \cdot 10^{-7}$	$2 \cdot 10^{-4}$	$6,129 \cdot 10^{-1}$	$-0,2626$	$y = 5 \cdot 10^{-7} \cdot x^3 + 2 \cdot 10^{-4} \cdot x^2 + 6,129 \cdot 10^{-1} \cdot x - 0,2626$	1
Мотоциль (8-10)	$8 \cdot 10^{-7}$	$3 \cdot 10^{-4}$	1,0034	$-0,9394$	$y = 8 \cdot 10^{-7} \cdot x^3 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot x^2 + 1,0034 \cdot x - 0,9394$	1

Винос точки прицілювання в залежності від швидкості бокового вітру (під кутом 90° до площини стрільби) [1] наведений у таблиці 5.

Таблиця 5

Швидкість вітру, м/с	Відстань, м							
	100	200	300	400	500	600	700	800
	Винос точки прицілювання в сторону від цілі, м							
Слабкий (2-3)	0,015	0,055	0,115	0,26	0,435	0,67	1,015	1,43
Помірний (4-6)	0,03	0,11	0,23	0,52	0,87	1,34	2,03	2,86
Сильний (8-12)	0,06	0,22	0,46	1,04	1,74	2,68	4,06	5,72

При вітрі, який дує під гострим кутом до площини стрільби табличні дані необхідно зменшувати у 2 рази.

Під час оброблення статистичних даних для різних швидкостей бокового вітру (під кутом 90^0 до площини стрільби) отримані наступні коефіцієнти та величини достовірності апроксимації (R^2), таблиця 6.

Таблиця 6

Швидкість вітру, м/с	a	b	c	d	Вид полінома	R^2
Слабкий (2-3)	$2 \cdot 10^{-7}$	$7 \cdot 10^{-5}$	$3,6 \cdot 10^{-3}$	0,0606	$y = 2 \cdot 10^{-7} \cdot x^3 + 7 \cdot 10^{-5} \cdot x^2 + 3,6 \cdot 10^{-3} \cdot x + 0,0606$	0,9998
Помірний (4-6)	$4 \cdot 10^{-7}$	$1 \cdot 10^{-4}$	$7,3 \cdot 10^{-3}$	0,1212	$y = 4 \cdot 10^{-7} \cdot x^3 + 1 \cdot 10^{-4} \cdot x^2 + 7,3 \cdot 10^{-3} \cdot x + 0,1212$	0,9998
Сильний (8-12)	$7 \cdot 10^{-7}$	$3 \cdot 10^{-4}$	$1,45 \cdot 10^{-2}$	0,2424	$y = 7 \cdot 10^{-7} \cdot x^3 + 3 \cdot 10^{-4} \cdot x^2 + 1,45 \cdot 10^{-2} \cdot x + 0,2424$	0,9998

В сукупності отримані вирази апроксимації дозволяють провести математичні розрахунки досить просто і з достатньою точністю та відтворити зовнішню балістику кулі у горизонтальній та вертикальній площині при різних кутах прицілювання (прицілах), при змінах напрямку вітру і руху цілі, посиленні (зменшенні) їх швидкості і т.д.

Висновок. Таким чином, моделювання процесу результатів стрільби з використанням апроксимативного підходу на базі реальних статистичних даних дозволяє оперативно і досить точно побудувати траєкторію польоту кулі та достовірно змодельовати результати стрільби. За допомогою використаного методу найменших квадратів для АК-74 (АКС-74) отримані аналітичні залежності, що описують траєкторію польоту кулі у вертикальній і горизонтальній площині. В сукупності набір таких функціональних залежностей можна використовувати, як ядро математичного забезпечення програмного комплексу навчання принципам наведення стрілецької зброї у ціль. Такий підхід дозволить забезпечити високий рівень інформативності, зворотний зв'язок у процесі навчання за допомогою отримання аналітичної інформації про результати пострілу у вигляді динамічних графіків, таблиць і мішеней.

Література: 1. Наставление по стрелковому делу. – М.: Воениздат, 1985. – 640 с.

2. Руководство по учебным стрелковым приборам и наглядным пособиям. – М.: Воениздат, 1979. – 87 с. 3. Ершова, О. Тренажер выявляет ошибки [Текст] / О. Ершова // Разноцветные мишени: сб. статей и очерков по пулевой стрельбе, стендовой стрельбе и стрельбе из лука / сост. Ю. Шитов. – М., 1979. – 178 с. 4. Сериков С.Н. Применение лазерных и компьютерных тренажерных комплексов для формирования профессиональных навыков владения табельным оружием [Текст] / С.Н. Сериков // Состояние и перспективы совершенствования методики огневой подготовки сотрудников правоохранных органов: материалы и рекомендации регион. науч.-практ. конф. / отв. ред. С.В. Ковалев. Красноярск. – 2006. – С.78. 5. Огрыза А.В. Применение электронного тренажера СКАТТ-профессионал для обучения стрельбе из пистолета [Текст] / А.В. Огрыза // Состояние и перспективы совершенствования методики огневой подготовки сотрудников правоохранных органов: материалы и рекомендации регион. науч.-практ. конф. / отв. ред. С. В. Ковалев. – Красноярск, 2006. – С.56. 6. Палехин М.В. Инновационные технические средства обучения огневой подготовке в образовательных учреждениях МВД России [Текст] / М. В. Палехин // Вестник Волгоградской академии МВД России. – В.: Волгоградская Академия МВД России, 2009. – №2. – С.155-159. 7. Шапиро Я.М. Внешняя баллистика [Текст] / Я.М. Шапиро – М.: Оборонгиз, 1946. – 408 с. 8. Логвин, А. М. Стрельба артиллерии и внешняя баллистика: Учебное пособие [Текст] / А. М. Логвин, В.О. Александров – Пенза: ПВАИУ, 1977. – 254 с. 9. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика: Учебник для технических вузов. [Текст] / А.А. Дмитриевский – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1979. – 245 с. 10. Губин С.Г. Баллистика: Учеб. пособие для студентов вузов. [Текст] / С.Г. Губин, С.А. Горовой – М.: Просвещение, 2005. – 167 с. 11. Заварыкин В.М. и др. Численные методы:

Учеб. пособие для студентов физ.-мат. спец. пед. ин-тов [Текст] / В. М. Заварыкин, В. Г. Житомирский, М. П. Лапчик. – М.: Просвещение, 1990. – 120 с.

Bibliography (transliterated): 1. *Nastavleniye po strelkovomu delu.* – М.: Voenizdat, 1985. – 640 s. 2. *Rukovodstvo po uchebnym strelkovym priboram i naglyadnym posobiyam.* – М.: Voenizdat, 1979. – 87 s. 3. Yershova, O. *Trenazher vyavlyayet oshibki [Tekst]* / O. Yershova // *Raznotsvetnyye misheni: sb. statey i ocherkov po pulevoy strel'be, stendovoy strel'be i strel'be iz luka* / sost. YU. Shitov. – М., 1979. – 178 s. 4. Serikov, S. N. *Primeneniye lazernykh i komp'yuternykh trenazhernykh kompleksov dlya formirovaniya professional'nykh navykov vladeniya tabel'nyim oruzhiyem [Tekst]* / S.N. Serikov // *Sostoyaniye i perspektivy sovershenstvovaniya metodiki ognevoy podgotovki sotrudnikov pravookhranitel'nykh organov: materialy i rekomendatsii region. nauch.-prakt. konf. / otv. red. S.V. Kovalev. Krasnoyarsk. – 2006. – S.78.* 5. Ogryza, A. V. *Primeneniye elektronnoy trenazhera SKATT-professional dlya obucheniya strel'be iz pistoleta [Tekst]* / A. V. Ogryza // *Sostoyaniye i perspektivy sovershenstvovaniya metodiki ognevoy podgotovki sotrudnikov pravookhranitel'nykh organov: materialy i rekomendatsii region. nauch.-prakt. konf. / otv. red. S. V. Kovalev. – Krasnoyarsk, 2006. – S.56.* 6. Palekhin, M. V. *Inno-vatsionnyye tekhnicheskiye sredstva obucheniya ognevoy podgotovke v obrazovatel'nykh uchrezhdeniyakh MVD Rossii [Tekst]* / M. V. Palekhin // *Vestnik Volgogradskoy akademii MVD Rossii. – V. : Volgogradskaya Akademiya MVD Rossii, 2009. – №2. – S.155-159.* 7. Shapiro, YA. M. *Vneshnyaya ballistika [Tekst]* / YA. M. Shapiro – М.: Oborongiz, 1946. – 408 s. 8. Logvin, A. M. *Strel'ba artillerii i vneshnyaya ballistika: Uchebnoye posobiye [Tekst]* / A. M. Logvin, V. O. Aleksandrov – Penza: PVAIU, 1977. – 254 s. 9. Dmitriyevskiy, A. A. *Vneshnyaya ballistika: Uchebnik dlya tekhnicheskikh vuzov. [Tekst]* / A. A. Dmitriyevskiy – 2-ye izd., pererab. i dop. – М.: Mashinostroyeniye, 1979. – 245 s. 10. Gubin, S. G. *Ballistika: Ucheb. posobiye dlya studentov vuzov. [Tekst]* / S. G. Gubin, S. A. Gorovoy – М.: Prosveshcheniye, 2005. – 167 s. 11. Zavarikin, V. M. i dr. *Chislen-nyye metody: Ucheb. posobiye dlya studentov fiz.-mat. spets. ped. in-tov [Tekst]* / V.M. Zavarikin, V. G. Zhitomirskiy, M. P. Lapchik. – М.: Prosveshcheniye, 1990. – 120 s.

Бацамут В.М., Горелишев С.А., Баулін Д.С.

АПРОКСИМАТИВНІ МОДЕЛІ ПОЛЬОТУ КУЛІ ДЛЯ ПОБУДОВИ ПРОГРАМНОГО КОМПЛЕКСУ НАВЧАННЯ ПРИНЦИПАМ НАВЕДЕННЯ СТРІЛЕЦЬКОЇ ЗБРОЇ У ЦІЛЬ

У статті на підставі аналізу відомих статистичних даних проведених пошук математичних моделей польоту кулі стрілецької зброї шляхом апроксимації її траєкторії з урахуванням впливу різних умов метеорологічної та елементів тактичної обстановки. За зразок озброєння обраний 5,45 мм автомат Калашникова АК-74.

Бацамут В.Н., Горелышев С.А., Баулин Д.С.

АППРОКСИМАТИВНЫЕ МОДЕЛИ ПОЛЕТА ПУЛИ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ОБУЧЕНИЯ ПРИНЦИПАМ НАВЕДЕНИЯ СТРЕЛКОВОГО ОРУЖИЯ В ЦЕЛЬ

В статье на основе анализа известных статистических данных проведен выбор математических моделей полета пули стрелкового оружия путем аппроксимации ее траектории с учетом влияния различных условий метеорологической и элементов тактической обстановки. За образец вооружения выбран 5,45 мм автомат Калашникова АК-74.

Batsamut V.N., Gorelyshev S.A., Baulin D.S.

APPROXIMATIVE MODEL FLIGHT OF BULLET SMALL ARMS FOR BUILDING COMPLEX TRAINING PROGRAM GUIDANCE PRINCIPLES

On the basis of analysis of known statistical data the choice of mathematical models of flight of bullet small arms through the approximating of its trajectory flight, taking into account the effect of different meteorological conditions and elements of the tactical situation. For the sample selected weapon 5,45mm Kalashnikov AK-74.

О КОЭФФИЦИЕНТЕ ДИНАМИЧНОСТИ ПРИ МГНОВЕННОМ НАГРУЖЕНИИ УПРУГОЙ СИСТЕМЫ ПЕРЕМЕННОЙ МАССЫ

Введение. Обычно в прочностных расчётах элементов машиностроительных конструкций на действие мгновенно приложенных постоянных сил в сопротивлении материалов [1-3] полагают коэффициент динамичности равным двум. Но это равенство может нарушаться при мгновенном нагружении упругой системы переменной массы, на что обратили внимание в [4]. В отличие от [4], где принимали линейный закон изменения массы во времени, здесь методом ВБК построено приближённое решение задачи динамики системы с одной степенью свободы при экспоненциальном изменении её массы, без учёта диссипативных сил.

Определение коэффициента динамичности системы при отсутствии реактивной силы. Перемещение осциллятора x , при экспоненциальном изменении его массы

$$m = m_0 \exp(\lambda t) \quad (1)$$

описывается дифференциальным уравнением.

$$\frac{d^2 x}{dt^2} + \omega^2 e^{-\lambda t} x = \frac{Q}{m_0} e^{-\lambda t} H(t). \quad (2)$$

В (1), (2): $\omega^2 = c / m_0$; c – коэффициент жёсткости системы; m_0 – начальное значение массы; λ – постоянная, определяющая изменение массы m во времени t ; Q – величина мгновенно приложенной силы; $H(t)$ – единичная функция Хевисайда.

Уравнение (2) решаем при нулевых начальных условиях:

$$x(0) = 0; \quad \left. \frac{dx}{dt} \right|_{t=0} = 0. \quad (3)$$

Согласно методу вариации произвольных постоянных, задача Коши, представленная выражениями (2), (3), имеет решение:

$$x(t) = c_1(t)x_1(t) + c_2(t)x_2(t), \quad (4)$$

в котором

$$c_1(t) = -\frac{Q}{m_0} \int_0^t \frac{x_2(t) \exp(-\lambda t)}{\Delta(t)} dt; \quad c_2(t) = \frac{Q}{m_0} \int_0^t \frac{x_1(t) \exp(-\lambda t)}{\Delta(t)} dt; \\ \Delta(t) = x_1(t) \frac{dx_2}{dt} - x_2(t) \frac{dx_1}{dt}, \quad (5)$$

$x_1(t), x_2(t)$ – фундаментальные решения однородного уравнения:

$$\frac{d^2 x}{dt^2} + \omega^2 e^{-\lambda t} x = 0. \quad (6)$$

Точные фундаментальные решения уравнения (6) выражаются через функции Бесселя нулевого индекса [5], что затрудняет аналитическое интегрирование в (5). Поэтому, ориентируясь на получение замкнутой формулы, для вычисления коэффициента динамичности, далее используем приближённые $x_1(t)$, $x_2(t)$, к которым приводит ВБК – метод [6]. Применив к (6) указанный метод, находим

$$x_1(t) = \eta^{-1/2} \cos \eta; \quad x_2(t) = \eta^{-1/2} \sin \eta. \quad (7)$$

Здесь $\eta = \eta_0 \exp\left(-\frac{1}{2}\lambda t\right)$; $\eta_0 = 2\omega|\lambda|^{-1}$.

Для решений (7) $\Delta(t) = -\lambda / 2 = \text{const}$. Учитывая, что

$$dt = -\frac{2}{\lambda\eta} d\eta; \quad \frac{Q}{m_0\lambda^2\eta_0^2} = \frac{Q}{c},$$

после перехода к новой переменной η в (4), (5), вычисление коэффициента динамичности сводим к формуле

$$K_\partial = K_\partial(\eta) = \frac{c \cdot x(t)}{Q} = \eta^{-1/2} [a_1(\eta) \cos \eta + a_2(\eta) \sin \eta], \quad (8)$$

в которой

$$a_1(\eta) = -\int_{\eta_0}^{\eta} \eta^{1/2} \sin \eta d\eta; \quad a_2(\eta) = \int_{\eta_0}^{\eta} \eta^{1/2} \cos \eta d\eta.$$

Интегрированием по частям эти квадратуры преобразуем в интегралы Френеля. Указанное преобразование даёт:

$$\begin{aligned} a_1(\eta) &= \eta^{1/2} \cos \eta - \eta_0^{1/2} \cos \eta_0 + \sqrt{\frac{\pi}{2}} [C(\eta_0) - C(\eta)]; \\ a_2(\eta) &= \eta^{1/2} \sin \eta - \eta_0^{1/2} \sin \eta_0 + \sqrt{\frac{\pi}{2}} [S(\eta_0) - S(\eta)]. \end{aligned} \quad (9)$$

Здесь

$$C(\eta) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{\eta} \frac{\cos \eta}{\sqrt{\eta}} d\eta; \quad S(\eta) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{\eta} \frac{\sin \eta}{\sqrt{\eta}} d\eta - \quad (10)$$

интегралы Френеля [7].

Учитывая (8) и (9), коэффициент динамичности представим выражением:

$$K_\partial = 1 - \sqrt{\frac{\eta_0}{\eta}} \cos(\eta_0 - \eta) + \sqrt{\frac{\pi}{2\eta}} \{ [C(\eta_0) - C(\eta)] \cos \eta + [S(\eta_0) - S(\eta)] \sin \eta \}, \quad (11)$$

которое можно упростить при $\eta_0 \gg 1$ и $\eta \gg 1$. Поскольку для больших значений η_0 и η [7]:

$$C(\eta_0) - C(\eta) \approx \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \left(\frac{\sin \eta_0}{\sqrt{\eta_0}} - \frac{\sin \eta}{\sqrt{\eta}} \right); \quad (12)$$

$$S(\eta_0) - S(\eta) \approx \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \left(\frac{\cos \eta}{\sqrt{\eta}} - \frac{\cos \eta_0}{\sqrt{\eta_0}} \right),$$

то

$$K_\delta = 1 - \sqrt{\frac{\eta_0}{\eta}} \cos(\eta_0 - \eta) + \frac{1}{2\sqrt{\eta\eta_0}} \sin(\eta_0 - \eta). \quad (13)$$

В пределе, когда $\lim_{\lambda \rightarrow 0} \frac{\eta_0}{\eta} = 1$; $\lim_{\lambda \rightarrow 0} (\eta_0 - \eta) = \omega \cdot t$; $\lim_{\lambda \rightarrow 0} \frac{1}{\sqrt{\eta\eta_0}} = 0$,

из (13) вытекает классическое выражение коэффициента динамичности для упругой системы постоянной массы

$$K_\delta = 1 - \cos(\omega t). \quad (14)$$

И так, непериодическое изменение K_δ в (13), после предельного перехода, становится периодическим в (14), где $\max K_\delta = 2$.

Исследуя (13) на экстремум, приходим к следующей формуле:

$$\max K_\delta = 1 + \frac{1}{\sqrt{\eta_*}} \sqrt{\eta_0 + \frac{1}{4\eta_0}}. \quad (15)$$

В (15):

$$\eta_* = \begin{cases} \eta_0 + \varphi - (2n-1)\pi & \lambda > 0 \\ \eta_0 + \varphi + (2n-1)\pi & \lambda < 0 \end{cases} \text{ при } \quad (16)$$

$$\varphi = \arctg \frac{1}{2\eta_0}; \quad n = 1, 2, 3, \dots$$

Значение $\max K_\delta$ оказывается зависящим от номера n .

Поскольку в осцилляторе возрастающей массы $\eta_* < \eta_0$, то, согласно (15), (16), первый $\max K_\delta > 2$, а последующие больше первого. В осцилляторе убывающей массы $\eta_* > \eta_0$ и первый $\max K_\delta < 2$, а последующие становятся ещё меньше. Таким образом, без учёта реактивной силы, максимум коэффициента динамичности больше двух при возрастании массы системы и меньше двух – при убывании массы.

Определение коэффициента динамичности при действии реактивной силы.
В этом случае, вместо (2), надо решать дифференциальное уравнение

$$\frac{d^2 x}{dt^2} + \lambda \frac{dx}{dt} + \omega^2 e^{-\lambda t} = \frac{Q}{m_0} e^{-\lambda t} H(t). \quad (17)$$

Без правой части в (17) его фундаментальные решения $x_1(t)$ и $x_2(t)$ выражается через функции Бесселя индекса единица [8]. Далее, используем их ВБК приближения:

$$x_1(t) = \eta^{1/2} \mathbf{cos} \eta; \quad x_2(t) = \eta^{1/2} \mathbf{sin} \eta. \quad (18)$$

Для них $\Delta(t) = -\frac{1}{2} \lambda \eta^2$. Подставив (18) в (4), (5), получаем формулу

$$K_\delta(\eta) = \eta^{1/2} [b_1(\eta) \mathbf{cos} \eta + b_2(\eta) \mathbf{sin} \eta], \quad (19)$$

в которой

$$b_1(\eta) = -\int_{\eta_0}^{\eta} \frac{\mathbf{sin} \eta}{\sqrt{\eta}} d\eta; \quad b_2(\eta) = \int_{\eta_0}^{\eta} \frac{\mathbf{cos} \eta}{\sqrt{\eta}} d\eta.$$

Выражая эти квадратуры через интегралы Френеля (10), равенство (19) сводим к формуле:

$$K_\delta = \sqrt{2\pi\eta} \{ [S(\eta_0) - S(\eta)] \mathbf{cos} \eta + [C(\eta) - C(\eta_0)] \mathbf{sin} \eta \}. \quad (20)$$

Используя асимптотику (12), вместо (20), при $\eta_0 \gg 1$ и $\eta \gg 1$, получаем компактную формулу

$$K_\delta = 1 - \sqrt{\frac{\eta}{\eta_0}} \mathbf{cos}(\eta_0 - \eta). \quad (21)$$

Это выражение переходит в (14) при $\lambda \rightarrow 0$.

Из (21) следует, что

$$\mathbf{max} K_\delta = 1 + \sqrt{\frac{\eta^*}{\eta_0}}. \quad (22)$$

Здесь

$$\eta^* = \begin{cases} \eta_0 - (2n-1)\pi & \lambda > 0 \\ \eta_0 + (2n-1)\pi & \lambda < 0 \end{cases} \text{ при } n = 1, 2, 3, \dots$$

$n = 1, 2, 3, \dots$

Поскольку в осцилляторе возрастающей массы $\eta^* < \eta_0$, то согласно (22), первый $\mathbf{max} K_\delta < 2$, а последующие максимумы меньше первого. В осцилляторе убывающей массы $\eta^* > \eta_0$, а поэтому первый $\mathbf{max} K_\delta > 2$. Последующие максимумы больше первого.

Таким образом, при действии реактивной силы получили закономерность противоположную той, что нашли выше в условиях отсутствия реактивной силы.

Численные результаты и их анализ. Определим коэффициент динамичности при отсутствии реактивной силы. Для проведения расчётов принимаем $m_0 = 10 \text{ кг}$; $c = 160 \text{ Н/м}$; $\lambda = \pm 0,2 \text{ с}^{-1}$.

В таблице 1 представлены значения K_∂ , полученные с помощью численного интегрирования уравнения (2) (первая строка), приближённой формулы (11) (вторая строка), а также приближённой формулы (13) (третья строка), при убывании массы.

Таблица 1

Значения K_∂ в разные моменты времени, полученные двумя способами

t, c	0,5	1	2	3	4	5	6	7	8
K_∂	<u>1,4397</u>	<u>1,4708</u>	<u>1,7566</u>	<u>0,8675</u>	<u>0,4366</u>	<u>0,4600</u>	<u>0,9164</u>	<u>1,6730</u>	<u>0,7915</u>
	<u>1,4398</u>	<u>1,4713</u>	<u>1,7566</u>	<u>0,8669</u>	<u>0,4360</u>	<u>0,4594</u>	<u>0,9154</u>	<u>1,6728</u>	<u>0,7927</u>
	<u>1,4396</u>	<u>1,4711</u>	<u>1,7563</u>	<u>0,8668</u>	<u>0,4360</u>	<u>0,4594</u>	<u>0,9154</u>	<u>1,6726</u>	<u>0,7927</u>

Результаты из таблицы 1 свидетельствуют о высокой точности асимптотических формул, из которых проще использовать в инженерных расчётах формулу (13).

На рис. 1 представлена зависимость коэффициента динамичности K_∂ от времени t при убывании массы, рассчитанная по (13).

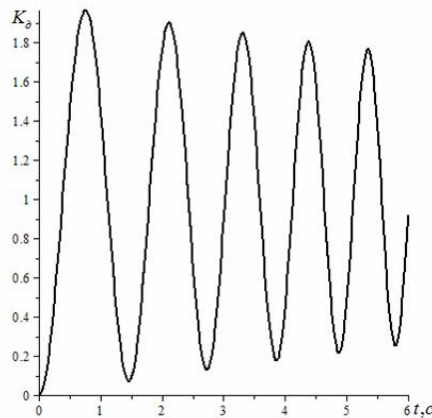


Рис. 1. Зависимость коэффициента динамичности K_∂ от времени t при убывании массы.

Как видно из рис. 1 первый $\max K_\partial < 2$, а остальные меньше первого.

На рис. 2 представлена зависимость коэффициента динамичности K_∂ от времени t при возрастании массы, полученная по формуле (13).

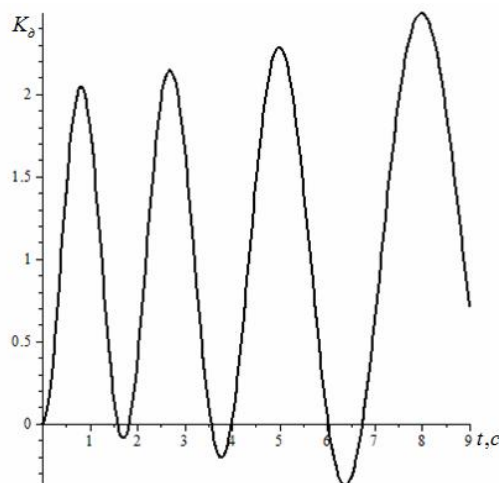


Рис. 2. Зависимость коэффициента динамичности K_∂ от времени t при возрастании массы.

График на рис. 2 подтверждает ранее сделанный вывод о том, что для осциллятора с возрастающей массой первый максимум $K_\delta > 2$, а последующие, больше первого.

Исследуем влияние реактивной силы на поведение коэффициента динамичности K_δ . Для этого примем прежние исходные данные. В таблице 2 представлены значения K_δ , полученные с помощью численного интегрирования уравнения (17) (первая строка), приближённой формулы (20) (числителя) и приближённой формулы (21) (знаменателя) при возрастании массы.

Таблица 2

Значения K_δ в разные моменты времени, полученные двумя способами

t, c	0,5	1	2	3	4	5	6	7	8
K_δ	<u>1,3500</u>	<u>1,7562</u>	<u>0,4758</u>	<u>1,5169</u>	<u>0,3258</u>	<u>1,7790</u>	<u>0,4956</u>	<u>0,7878</u>	<u>1,6707</u>
	<u>1,3498</u>	<u>1,7550</u>	<u>0,4769</u>	<u>1,5135</u>	<u>0,3274</u>	<u>1,7771</u>	<u>0,4903</u>	<u>0,7925</u>	<u>1,6676</u>
	<u>1,3618</u>	<u>1,7486</u>	<u>0,4867</u>	<u>1,5059</u>	<u>0,3340</u>	<u>1,7784</u>	<u>0,4849</u>	<u>0,8027</u>	<u>1,6699</u>

Результаты из таблицы 2 свидетельствуют о высокой точности асимптотических формул, из которых проще использовать в инженерных расчётах формулу (21).

На рис. 3 представлена зависимость коэффициента динамичности K_δ от времени t при убывании массы, к которой приводит формула (20).

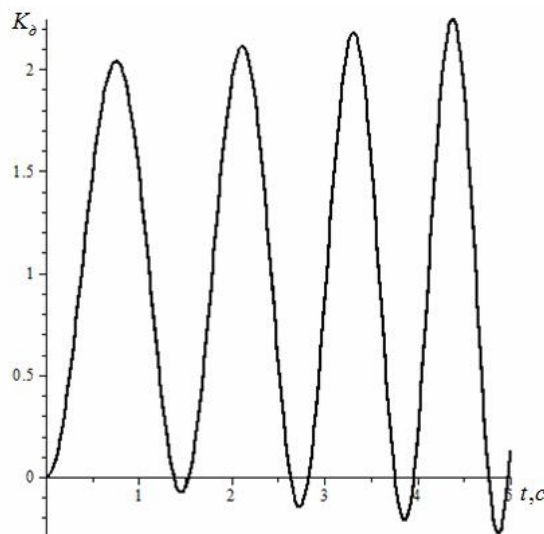


Рис. 3. Зависимость коэффициента динамичности K_δ от времени t при убывании массы с учётом реактивной силы.

Рис. 3 подтверждает вывод о том, что первый максимум $K_\delta > 2$, а последующие больше первого.

На рис. 4 представлена зависимость коэффициента динамичности K_δ от времени t при возрастании массы, рассчитанная по (20).

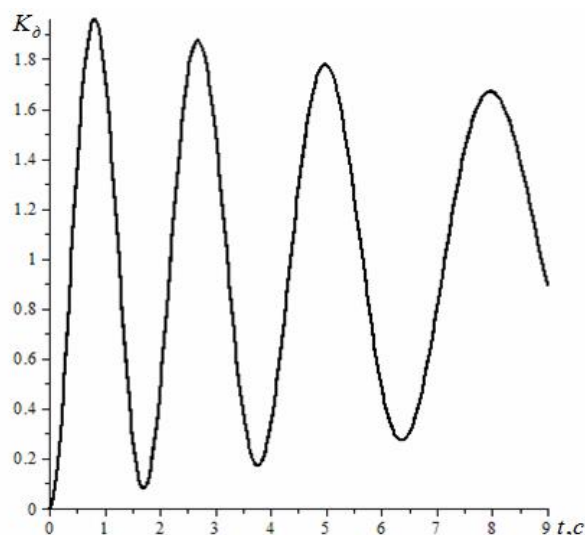


Рис. 4. Зависимость коэффициента динамичности K_d от времени t при возрастании массы с учётом реактивной силы.

Рис. 4 свидетельствует о том, что для осциллятора возрастающей массы первый максимум $K_d < 2$, а последующие максимумы меньше первого.

Выводы. При мгновенном нагружении постоянной силой механической системы переменной массы максимум коэффициента динамичности не равен двум. Его значение меняется в ходе колебаний. При наличии реактивной силы она существенно влияет на динамическое поведение системы.

Литература: 1 Писаренко Г.С. Опір матеріалів / Г.С. Писаренко, О.Л Квітка, Е.С. Уманський. – К.: Вища школа, 2004. – 655 с. 2. Писаренко Г.С. Справочник по сопротивлению материалов / Г.С. Писаренко, А.П. Яковлев, В.В. Матвеев. – К.: Наукова думка, 1988. – 736 с. 3. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов / В.И. Феодосьев. – М.: Наука, 1974. – 552 с. 4. Ольшанский В.П. Моделирование колебаний осциллятора линейно-переменной массы при импульсном нагружении / В.П. Ольшанский, С.В. Ольшанский // Вісник НТУ “ХПІ”: Математичне моделювання в техніці та технологіях. – 2013. - № 37(1010). – С. 125-130. 5. Абрамовиц А. Справочник по специальным функциям (с формулами, графиками и математическими таблицами) / А. Абрамовиц, И. Стиган. – М.: Наука, 1979. – 832 с. 6. Образцов И.Ф. Асимптотические методы в механике тонкостенных конструкций / И.Ф. Образцов, Б.В. Нерубайло, И.В. Андрианов. – М.: Машиностроение, 1992. – 416 с. 7. Янке Е. Специальные функции / Е. Янке, Ф. Эмде, Ф. Лёш – М.: Наука, 1977. – 344с. 8. Ольшанський В.П. Вільні коливання осцилятора змінної маси / В.П. Ольшанський, С.В. Ольшанський // Вібрації в техніці та технологіях: Всеукр. наук.-техн. журнал. – Вінниця. – Вип.2(70). – 2013. – С. 57-59.

Bibliography (transliterated): 1 Pisarenko G.S. Opir materialiv / G.S. Pisarenko, O.L Kvitka, E.S. Umans'kij. – K.: Vishha shkola, 2004. – 655 s. 2. Pisarenko G.S. Spravochnik po soprotivleniju materialov / G.S. Pisarenko, A.P Jakovlev, V.V. Matveev. – K.: Naukova dumka, 1988. – 736 s. 3. Feodos'ev V.I. Soprotivlenie materialov / V.I. Feodos'ev. – M.:

Nauka, 1974. – 552 s. 4. Ol'shanskij V.P. Modelirovanie kolebanij osciljatora linejno-peremennoj massy pri impul'snom nagruzhenii / V.P. Ol'shanskij, S.V. Ol'shanskij // Visnik NTU "HPI": Matematichne modeljuvannja v tehnici ta tehnologijah, 2013, № 37(1010). – S. 125-130. 5. Abramovic A. Spravochnik po special'nym funkcijam (s formulami, grafikami i matematicheskimi tablicami) / A. Abramovic, I. Stigan. – M.: Nauka, 1979. – 832 s. 6. Obratcov I.F. Asimptoticheskie metody v mehanike tonkostennyh konstrukcij / I.F. Obratcov, B.V. Nerubajlo, I.V. Andrianov. – M.: Mashinostroenie, 1992. – 416 s. 7. Janke E. Special'nye funkcii / E. Janke, F. Jemde, F. Ljosh – M.: Nauka, 1977. – 344s. 8. Ol'shanskij V.P. Vil'ni kolivannja osciljatora zminnoji masi / V.P. Ol'shanskij, S.V. Ol'shanskij // Vibracii v tehnici ta tehnologijah: Vseukr. nauk.-tehn. zhurnal. – Vinnicja. – Vip.2(70). – 2013. – S. 57-59.

Ольшанський В.П., Ольшанський С.В.

ПРО КОЕФІЦІЄНТ ДИНАМІЧНОСТІ ЗА МИТТЄВОГО НАВАНТАЖЕННЯ ПРУЖНОЇ СИСТЕМИ ЗМІННОЇ МАСИ

Методом ВБК наближено визначено переміщення миттєво навантаженої системи із одним ступенем свободи за експонентної зміни маси. Показано, що за відсутності реактивної та дисипативної сил перший максимум коефіцієнта динамічності більший двох за збільшення маси системи та його значення збільшуються під час коливань, а за зменшення маси – менший двох та його значення убують по ходу коливань. В умовах дії реактивної сили динамічна поведінка системи підпорядковується іншим закономірностям і вказані нерівності змінюються на протилежні.

Ольшанский В.П., Ольшанский С.В.

О КОЭФФИЦИЕНТЕ ДИНАМИЧНОСТИ ПРИ МГНОВЕННОМ НАГРУЖЕНИИ УПРУГОЙ СИСТЕМЫ ПЕРЕМЕННОЙ МАССОЙ

Методом ВБК приближённо определены перемещения мгновенно нагруженной системы с одной степенью свободы при экспоненциальном изменении её массы. Показано, что при отсутствии реактивной и диссипативных сил первый максимум коэффициента динамичности больше двух при увеличении массы системы и его значения возрастают в ходе колебаний, а при уменьшении массы – меньше двух и его значения убывают по ходу колебаний. В условиях действия реактивной силы динамическое поведение системы подчиняется другим закономерностям и указанные неравенства меняются на противоположные.

Olshanskii V.P., Olshanskii S.V.

ABOUT A DYNAMIC FACTOR DURING INSTANTANEOUS LOADING OF AN ELASTIC SYSTEM OF VARIABLE MASS

WBK is approximately determined by the method move instantly loaded system with one degree of freedom for the exponential change in its mass. It is shown that in the absence of reactive and dissipative forces of the first maximum dynamic coefficient more than two of the mass increases and increasing its value during the vibration, while decreasing the mass - less than two values and decrease in the course of oscillation. Under the action of reactive power dynamic behavior of the system is subject to other laws and these inequalities are reversed.

УДК 621.85.052

Товт Б.М., канд. техн. наук; Бондаренко Л.М., канд. техн. наук

ОПР КОЧЕННЮ РОЛИКА ЛАНЦЮГА ПО ЗУБУ

Постановка проблеми і аналіз літературних джерел. Сила натягу тягової гілки ланцюга визначається за допомогою виразу [1]:

$$F = F_0 + F_1 + F_v, \quad (1)$$

де F_0 – колова сила, що визначається за виразом:

$$F_0 = \frac{2M}{d},$$

де M – момент на зірочці; d – подільний діаметр зірочки.

F_1 – сила від натягу ланцюга, що визначається за виразом:

$$F_1 = K_f qa,$$

де K_f – коефіцієнт провисання, який залежить від розташування приводу і величини стріли обвисання ланцюга; a – міжосьова відстань.

F_v – відцентрова сила, що визначається за виразом:

$$F_v = qv^2,$$

де q – маса 1 м ланцюга; v – швидкість ланцюга.

Коефіцієнт корисної дії (ККД) ланцюгової передачі визначається згідно виразу [2]:

$$\eta = \frac{P}{P + P_u + P_n + P_m}, \quad (2)$$

де P – потужність, що передається; P_u – втрати потужності на тертя у шарнірах, які визначаються за формулою:

$$P_u = \frac{A_y v}{pz},$$

де A_y – робота сил тертя; z – число ланок ланцюга.

P_n – втрати потужності на тертя у підшипниках, які визначаються за формулою:

$$P_n = 17 \cdot 10^{-10} F_n f \pi d,$$

де F_n – навантаження на підшипник; f – зведений коефіцієнт тертя; d – діаметр вала;

© Б.М. Товт, 2013

n – частота обертання валу; P_m – втрати потужності на збівтування мастила (4...5% від втрат потужності у шарнірах).

Вважається, що для умов роботи механізму середньої важкості ККД складає $\eta = 0,92...0,98$. Характерно, що ані у виразі (1), ані у виразі (2) не враховується опір коченню ролика по зубу. Очевидно, це пов'язано з тим, що відсутні аналітичні залежності для визначення опору коченню, а знаходження його величини експериментально практично неможливо у зв'язку із багатовидом розмірів.

Мета статті. Мета статті полягає у знаходженні аналітичної залежності, яка визначатиме опір коченню ролика ланцюга по зубу.

Основний матеріал дослідження. Для малих діаметрів тіл кочення (за нашими розрахунками $D \leq 50$ мм) коефіцієнтом гістерезисних втрат можна знехтувати і формула для визначення коефіцієнта тертя кочення при початковому лінійному контакті має вигляд [3]:

$$k = \frac{2}{3\pi}b, \quad (3)$$

де b – напівширина плями контакту у напрямку кочення, яка визначається з теорії контактних деформацій Герца [4].

При коченні ролика у зоні спряження:

$$b_c = 1,522 \sqrt{\frac{F}{B(y)E} \frac{r_1 D}{2\left(r_1 - \frac{D}{2}\right)}} \quad 0 \leq y \leq r_1 \beta, \quad (4)$$

де $r_1 = 1,303D + 0,05$ – радіус спряження; D – діаметр ролика; $B(y)$ – ширина зуба зірочки, яка залежить від розташування ролика.

При коченні ролика по радіусу голівки зуба:

$$b_z = 1,522 \sqrt{\frac{F}{B(y)E} \frac{r_1 D}{2\left(r_1 + \frac{D}{2}\right)}} \quad r_1 \beta \leq y \leq \frac{D_e - d_e}{2 \cos \varphi}. \quad (5)$$

Відмітимо, що вирази (4) і (5) отримані за рівності модулів пружності матеріалів ролика і зуба та при коефіцієнті Пуассона 0,3.

Профіль кочення ролика має на зубі пряму ділянку, проте його довжина незначна і відноситься до довжини заокругленої голівки зуба.

Зміна ширини зуба за його висотою визначається з наступного виразу (Рис. 1):

$$B(y) = 0,93B_{zn} - 3D + 2\sqrt{2,89D^2 - y^2} - 0,15, \quad (6)$$

де $0 \leq y \leq 0,8D$.

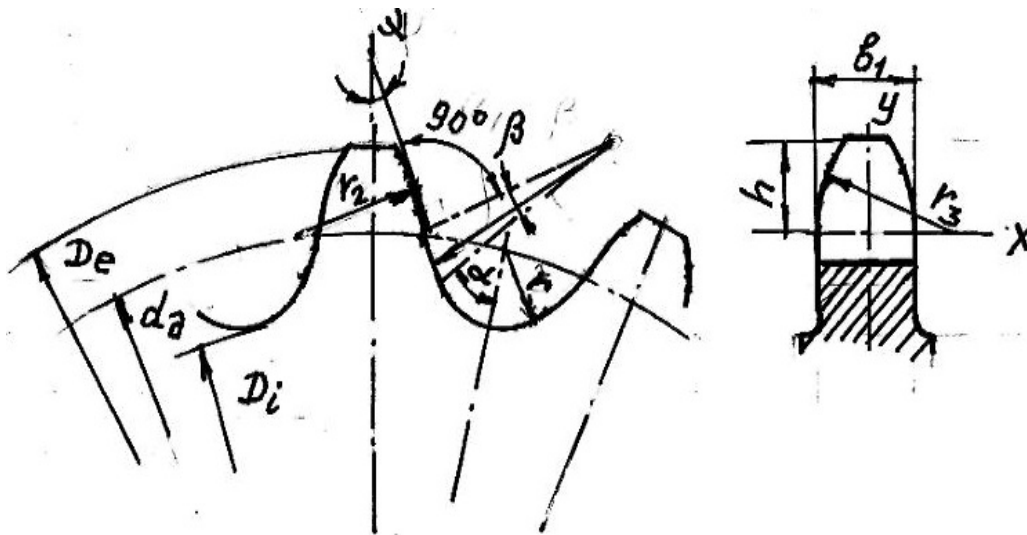


Рис. 1. Схема до визначення ширини зуба за його висотою.

Для подальших розрахунків візьмемо ланцюг із кроком $t = 31,75$ мм, $B_{en} = 19,05$ мм – відстань між внутрішніми пластинами ланцюга, $D = 9,55$ мм, запас міцності $n = 10,2$, руйнуюче навантаження $F_p = 86,2$ кН, сила притискання ролика $F = 86,2/10,2 = 8,45$ кН, число зубців зірочки $z = 16$.

Вважаючи F сталою величиною, отримаємо величину на півширини плями контакту на ділянці зони спряження $b_c(x) = 0,846 \sqrt{\frac{1}{B(y)}}$, на ділянці радіусу голівки

зуба $b_z(x) = 0,567 \sqrt{\frac{1}{B(y)}}$. Коефіцієнти тертя кочення відповідно складають

$$K_c = 0,18 \sqrt{\frac{1}{B(y)}} \text{ і } K_c = 0,12 \sqrt{\frac{1}{B(y)}}.$$

Довжина зони спряження $r_1\beta = 3,16$ мм, а радіусу заокруглення голівки зуба $(D_e - d_g)2\cos\varphi = 4,5$ мм.

Зміни ширини зуба за його висотою показані на рис. 2.

Кут повороту зірочки, який відповідає шляху кочення l ролика знайдемо через відношення довжини кочення до кроку t як $\operatorname{tg}\alpha = \frac{l}{t}$.

$$\text{Робота сили } F \text{ на куту повороту } \alpha \quad A = \left(\frac{d_g}{2} \right) \frac{Ft}{180/\pi}.$$

Залежність роботи сил тертя кочення за висотою зуба показана на рис. 2.

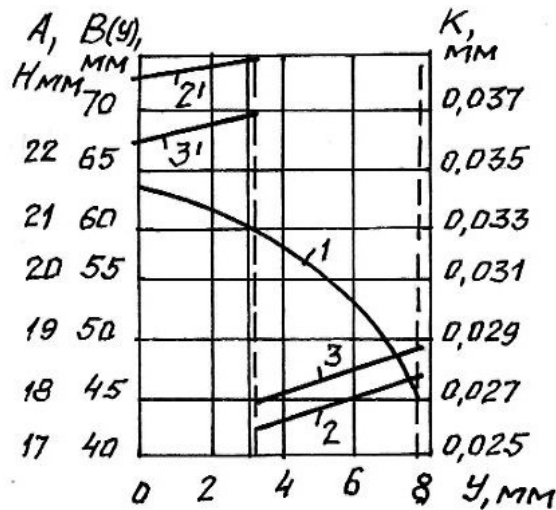


Рис. 2. Залежність від висоти зуба:

1 – ширини; 2, 2' – коефіцієнта тертя кочення по радіусу голівки зуба і зони спряження;
3, 3' – роботи сил тертя кочення відповідно.

Величина ККД кочення ролика по зубу:

$$\eta_{\text{коч}} = \frac{1}{1 + \frac{A_c + A_z}{A}}, \quad (7)$$

що для даного прикладу складає $\eta_{\text{коч}} = 0,997$ або від 2% до 7% від загальної величини ККД ланцюгової передачі з урахуванням сил, наведених у виразі (2).

Доведемо прийняте припущення, що при діаметрі тіла кочення $D \leq 50$ мм можна знехтувати гістерезисними втратами на прикладі кранових коліс, коефіцієнт тертя кочення для яких є у довідковій літературі і добре апробований. При рекомендованій величині діаметру коліс $D = 560$ мм і $D = 710$ мм рекомендуємо ширину плоскої рейки $B = 65$ мм і $B = 75$ мм при статичному навантаженні на колесо 225 і 320 кН відповідно. Величина гістерезисних втрат, яка розрахована за виразом (3) при $\alpha \neq 1$

$\alpha = \frac{3\pi k}{2b}$ і з залежності $\alpha = e^{-1,2\left(\frac{D}{2}\right)}$ отримаємо практично однакові результати і, як очевидно, при малій величині D величина α прямує до одиниці. Відмітимо, що остання залежність між D і α отримана у [5]. Величина α у [6] приймається рівною одиниці для усіх D із чим не можна не погодитися.

Висновки. Аналіз отриманих залежностей і графіків на рис. 2 дозволяє зробити наступні висновки: урахування опору коченню ролика ланцюга по зубу зменшує ККД ланцюгової передачі на 2...7%; при визначенні опору коченню ролика по зубу коефіцієнтом гістерезисних втрат можна знехтувати, приймаючи його рівним одиниці.

Література: 1. Иванов М. Н. Детали машин / М. Н. Иванов, В. Н. Иванов. – М.: Высшая школа. – 1975. – 551 с. 2. Мархель И. И. Детали машин / И. И. Мархель. – М.: Машиностроение. – 1986. – 448 с. 3. Джонсон К. Механика контактного взаимодействия / К. Джонсон. – М.: Мир. – 1989. – 510 с. 4. Справочник по сопротивлению материалов / Г. С. Писаренко, А. П. Яковлев, В. В. Матвеев. – К.: Наукова думка. – 1988. – 736 с. 5. Бондаренко Л. М. Деформаційні опори в машинах / Л. М. Бондаренко, М. П. Довбня, В. С. Ловейкін. – Дніпропетровськ: Дніпро-VAL. – 2002. – 200 с. 6. Ковальский Б. С. Вопросы передвижения мостовых кранов / Б. С. Ковальский. – Луганск: Изд-во ВЛУ. – 2000. – 63 с.

Bibliography (transliterated): 1. Yvanov M. N. Detaly mashyn / M. N. Yvanov, V. N. Yvanov. – M.: Vysshaya shkola. – 1975. – 551 s. 2. Markhel Y. Y. Detaly mashyn / Y. Y. Markhel. – M.: Mashynostroeniye. – 1986. – 448 s. 3. Dzhonson K. Mekhanyka kontaktynoho vzaymodeistviya / K. Dzhonson. – M.: Myr. – 1989. – 510 s. 4. Spravochnyk po soprotyvleniyu materyalov / H. S. Pysarenko, A. P. Yakovlev, V. V. Matveev. – K.: Naukova dumka. – 1988. – 736 s. 5. Bondarenko L. M. Deformatsiini opory v mashynakh / L. M. Bondarenko, M. P. Dovbnia, V. S. Loveikin. – Dnipropetrovsk: Dnipro-VAL. – 2002. – 200 s. 6. Kovalskyi B. S. Voprosy peredvyzheniya mostovykh kranov / B. S. Kovalskyi. – Luhansk: Yzd-vo VNU. – 2000. – 63 s.

Товт Б.М., Бондаренко Л.М.

ОПІР КОЧЕННЮ РОЛИКА ЛАНЦЮГА ПО ЗУБУ

У статті отримано аналітичну залежність для урахування опору коченню ролика ланцюга по зубу. Виконана оцінка зменшення коефіцієнту корисної дії ланцюгової передачі при урахуванні опору коченню ролика ланцюга по зубу. Доведено можливість нехтування коефіцієнтом гістерезисних втрат при розрахунку ланцюгової передачі.

Товт Б.Н., Бондаренко Л.Н.

СОПРОТИВЛЕНИЕ КАЧЕНИЮ РОЛИКА ЦЕПИ ПО ЗУБУ

В статье получена аналитическая зависимость для учёта сопротивления качению ролика цепи по зубу. Выполнена оценка уменьшения коэффициента полезного действия цепной передачи при учёте сопротивления качению ролика цепи по зубу. Доказана возможность пренебрежения коэффициентом гистерезисных потерь при расчёте цепной передачи.

Tovt B.M., Bondarenko L.M.

THE ROLLING RESISTANCE OF THE CHAIN BY THE TOOTH

In the paper we obtain the analytical dependence for the accounting the rolling resistance of the chain gear by the gear tooth. We estimate the decrease of the coefficient of efficiency of the chain gear with consideration of the rolling resistance by the gear tooth. It is proven the opportunity to neglect the coefficient of hysteresis losses when we design the chain gear.

ДИНАМІКА ТА МІЦНІСТЬ МАШИН

УДК: 539.3

*Жондковски Р., д-р техн. наук; Воробьев Ю.С., д-р техн. наук; Овчарова Н.Ю.;
Евченко Т.Ю.*

АНАЛИЗ ТЕРМОУПРУГОГО СОСТОЯНИЯ ОХЛАЖДАЕМОЙ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКОЙ ЛОПАТКИ ГТД

Введение. В современных газотурбинных двигателях рабочие лопатки турбин подвержены воздействию высокотемпературного газового потока. Поэтому лопатки изготавливаются из жаропрочных сплавов при одновременном использовании охлаждения через внутренние каналы. В настоящее время все шире используются жаропрочные монокристаллические сплавы и сложные системы вихревого охлаждения.[1-3]

В связи с большими градиентами температур в таких лопатках возникают большие термоупругие напряжения. Следует также учитывать температурное расширение лопатки, что влияет на зазоры в лабиринтных уплотнениях. Все это приводит к необходимости решать температурную и термоупругую задачи для определения напряженно деформируемого состояния лопатки под действием температурных полей и центробежных сил.[4]

Анализ литературных источников. Рассматривается охлаждаемая монокристаллическая лопатка со сложной вихревой системой охлаждения и каналами для выхода охлаждаемого воздуха.

На рис. 1 показан общий вид лопатки с отверстиями для выхода охлаждаемого воздуха и форма внутренних охлаждающих каналов, а также положения кристаллографических осей (КГО). [3]

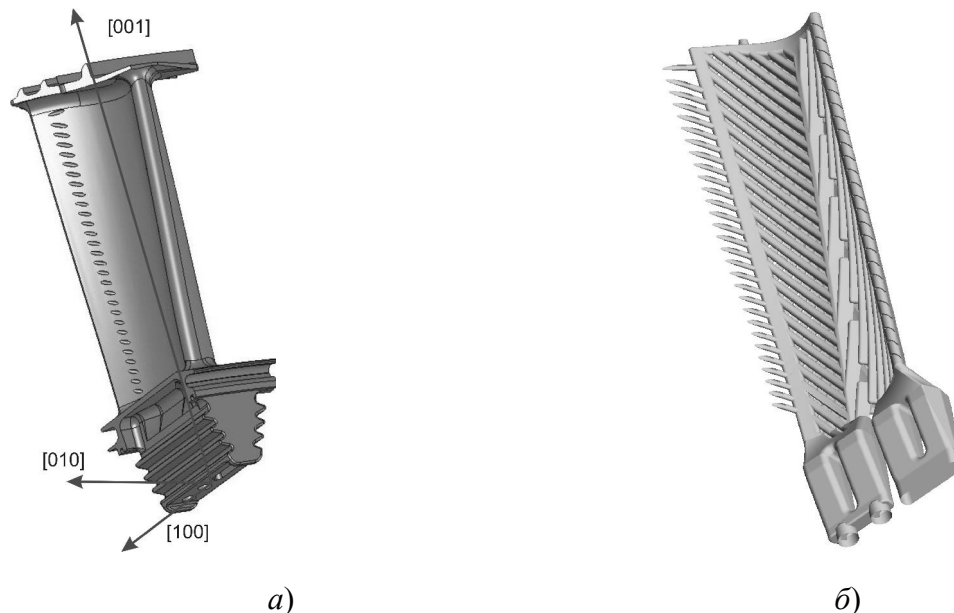


Рис. 1. Охлаждаемая лопатка с обозначением монокристаллических направлений (а) и ее система охлаждения в виде вихревой матрицы (б).

© Р. Жондковски, 2013

Структура монокристаллического сплава представляет собой ГЦК-решетку. Главной особенностью такой структуры является то, что при ее повороте на 90° вокруг любой из осей упругие свойства материала сохраняются, а на другой угол, не кратный 90° , – происходит их изменение.

При произвольной ориентации монокристалла матрица податливости заполнена полностью. Однако, в случае совпадения осей лопатки x, y, z с кристаллографическими осями $[100]$, $[010]$ и $[001]$, она имеет упрощенный вид и содержит три независимые упругие константы.

В работе были использованы упругие характеристики материала, учитывающие температурное состояние лопатки.

Изменение свойств материалов в зависимости от температуры T учитывается для коэффициентов матрицы податливости [2]

$$S_{11}=A_{11}+ A_{12}T+ A_{13}T^2$$

$$S_{12}=A_{21}+ A_{22}T+ A_{23}T^2$$

$$S_{13}=A_{31}+ A_{32}T+ A_{33}T^2,$$

где A_{ij} – коэффициент определения для конкретного материала.

Геометрия лопатки является очень сложной и не допускает деления на части. Поэтому возникает необходимость рассмотрения ее в целостном виде. Сложность внутренней структуры делает построение регулярной гексаэдрической конечноэлементной сетки неоправданно трудоемким процессом.

Отмеченные ранее особенности конструкции рассматриваемой лопатки усложняют создание КЭ сетки. Поэтому ее геометрия должна быть обработана вручную и адаптирована под построение сетки с учетом предполагаемого размера минимального элемента, который определяет общее число элементов модели. В данном случае минимальный размер элемента составлял $3,7713 \cdot 10^{-5}$ мм.

В работе было использовано несколько КЭ моделей охлаждаемой лопатки, различающихся густотой и типом элементов (линейный или квадратичный) с различным числом степеней свободы (ЧСС), различным количеством элементов и узлов.

Результаты расчета с использованием модели на основе квадратичного тетраэдра при ЧСС равном 3 217 968 были приняты за "точное" значение, с которым сравнивались результаты, полученные на основе других моделей.

В рамках решаемой задачи было сделано предположение, что рассматриваемая лопатка жестко закреплена в диске по соответствующим поверхностям елочного замка.

С учетом известных значений температур на поверхности лопатки и охлаждающих каналов решается температурная задача.

Результаты численного анализа. Распределение температур по поверхности лопатки представлено на рис. 2.

В результате действия температурных полей лопатка изменяет свои линейные размеры. Определение температурного расширения лопатки позволяет обеспечить необходимые зазоры в лабиринтном уплотнении.

Рисунок 3 дает представление о распределении температур по объему лопаток.

Далее с учетом найденного температурного поля решалась задача термоупругости совместно с задачей статического деформирования под действием центробежных сил. Представление о распределении интенсивности статических деформаций в лопатке под действием центробежных сил и температурного поля дает рис. 4.

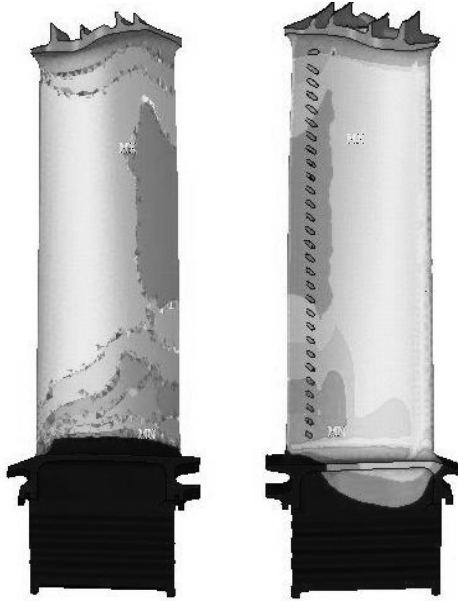


Рис. 2. Распределение температур на поверхности лопатки.

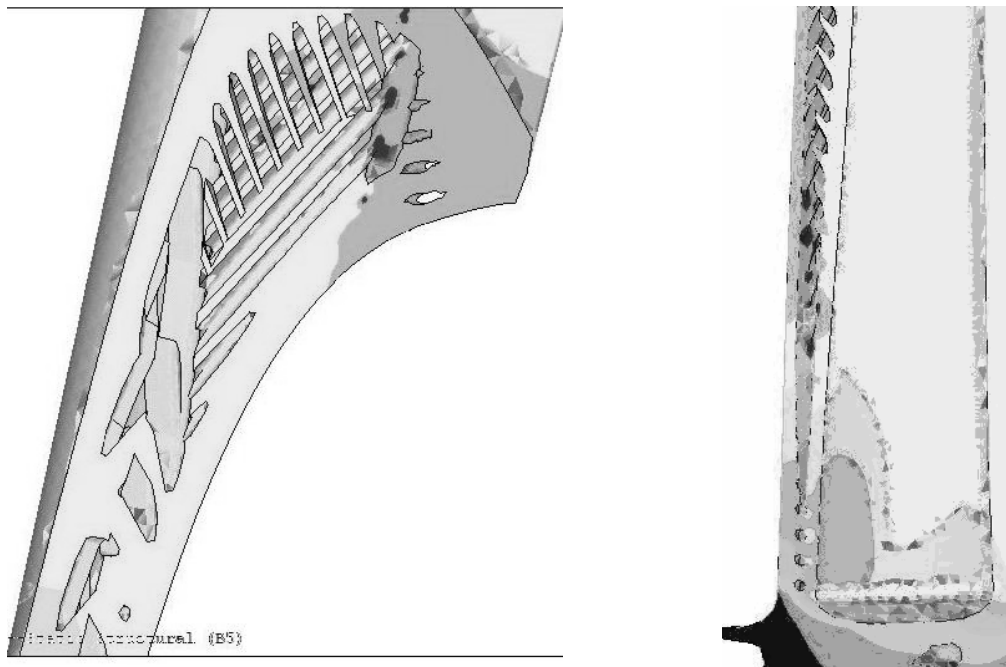


Рис. 3. Распределение температур в различных сечениях лопатки.

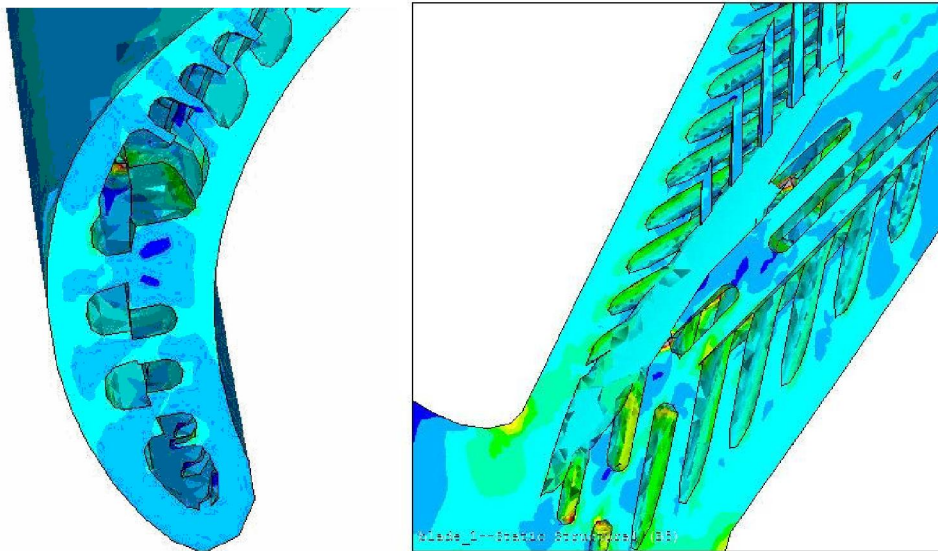


Рис. 4. Распределение интенсивностей деформаций в сечениях рабочей лопатки под действием центробежных сил и температурного поля.

На рис. 5 представлено распределение эквивалентных напряжений на поверхности. Видно, что максимальные напряжения на поверхности лопатки возникают в области корневого сечения. Это соответствует зоне наибольших градиентов температур на поверхности лопатки (рис.2).

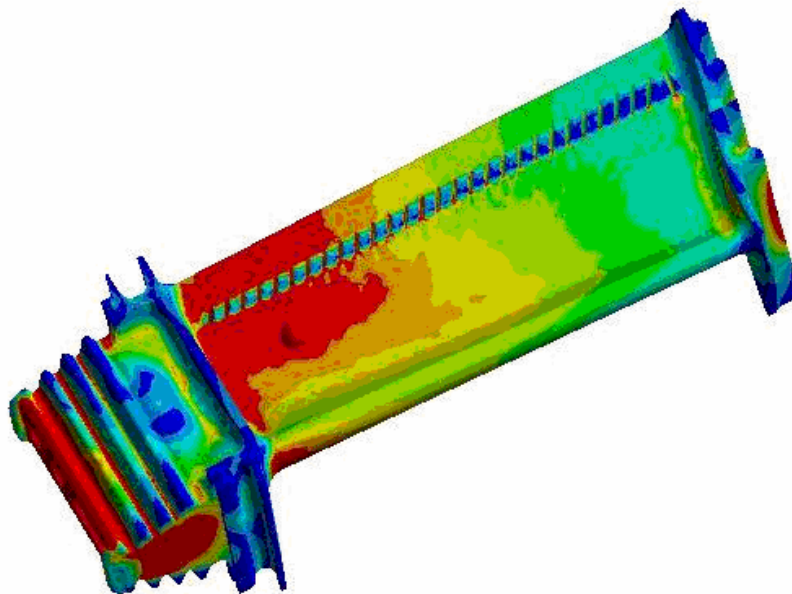


Рис. 5. Распределение эквивалентных напряжений на поверхности лопатки.

Распределение эквивалентных напряжений в сечениях лопатки представлено на рис. 6. Из рисунка видно, что наибольшие эквивалентные напряжения расположены ближе к корневой части лопатки, а по сечениям ближе к выходной кромке.

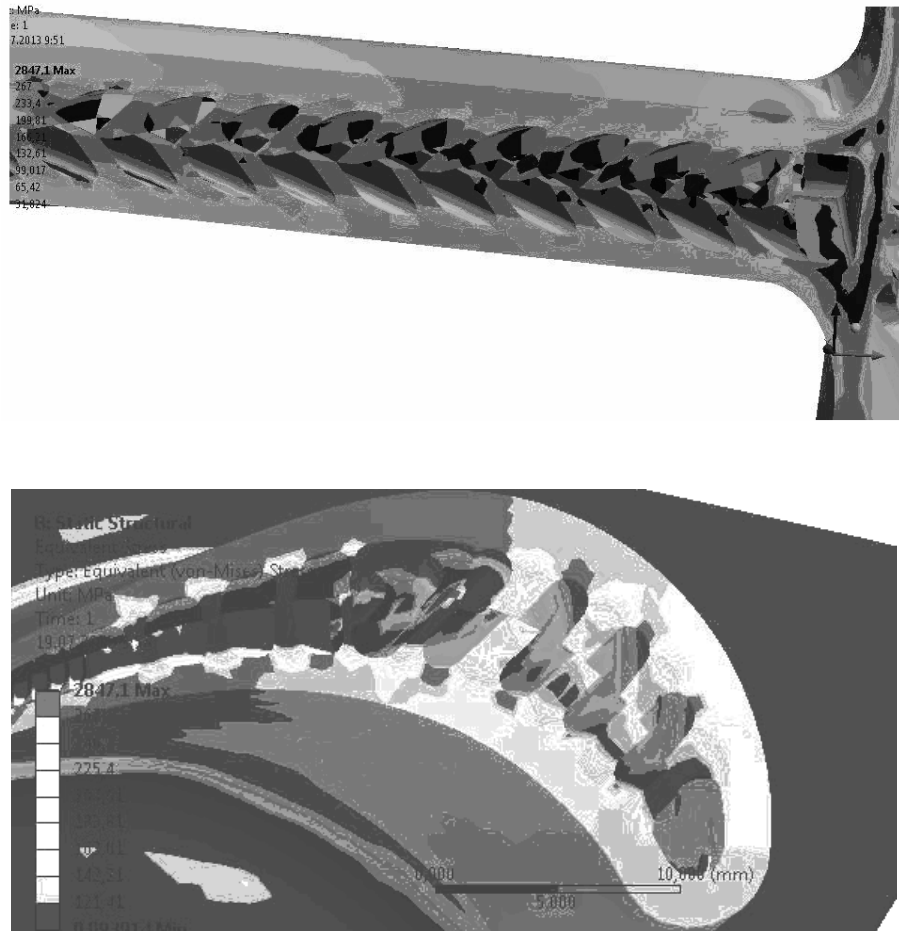


Рис. 6. Распределение эквивалентных напряжений в сечениях рабочей лопатки под действием центробежных сил и температурного поля.

Сравнение с НДС лопатки под действием только центробежных сил при температуре 20°C показывает что основное влияние на НДС оказывает воздействие температурного поля.

Наибольшая интенсивность напряжений при действии только центробежных сил составляет менее 1 МПа. Наибольшая интенсивность напряжений при совместном действии центробежных сил и температурного поля составляет 1853 МПа.

Выводы. Температурные поля охлаждаемой лопатки определяются температурой газа и охлаждающим воздухом. Они вызывают температурное расширение лопатки, которое следует учитывать при определении зазоров в лабиринтном уплотнении. Статическое напряженно деформированное состояние лопатки определяется с учетом температурных полей и центробежных сил. Величина наибольших напряжений зависит в основном от температурного состояния лопатки.

Работа выполнена в рамках проекта международного сотрудничества между Институтом проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины и Институтом проточных машин им. Р. Шивальского Польской Академии наук.

Литература: 1. Ножницкий Ю.А. О прочностной надежности монокристаллических рабочих лопаток высокотемпературных турбин перспективных ГТД / Ю.А. Ножницкий, Е.Р. Голубовский // Прочность материалов и ресурс элементов энергооборудования. Труды ЦКТИ. – СПб, 2009. – Вып. 296. – С. 74-82. 2. Воробьев Ю.С. Анализ локализации напряжений при колебаниях лопаточного аппарата турбомашин / Ю.С. Воробьев, К.Ю. Дьяконенко и др. // Прочность материалов и ресурс элементов энергооборудования: Труды ЦКТИ. – СПб, 2009. – Вып. 296. – С. 282-306. 3. Vorobiov Yu. S. Vibration characteristics of cooled single-crystal gas turbine blades/ Yu. S. Vorobiov, K.Yu. Dyakonenko, S.B. Kulishov, A.N. Skritskij R. Rzakowski // VE-TOMAC VIII International Conference On Vibration Engineering And Technology of Machinery Gdansk, Poland. – 2012. – P.324-331. 4. Воробьев Ю.С. Влияние центробежных сил на статику и динамику элементов ГТД / Ю.С. Воробьев, Н.Ю. Овчарова, К.Д. Тыртышников // Восточно Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – 3/12(63). – С. 47-49.

Bibliographi (transliterated): 1. Nozhnitskiy YU.A. O prochnostnoy nadezhnosti monokristallicheskih rabochikh lopatok vysokotemperaturnykh turbin perspektivnykh GTD / YU.A. Nozhnitskiy, Ye.R. Golubovskiy // Prochnost' materialov i resurs elementov energooborudovaniya. Trudy TSKTI. – SPb, 2009. – Vyp. 296. – S. 74-82. 2. Vorob'yev YU.S. Analiz lokalizatsii napryazheniy pri kolebaniyakh lopatochnogo apparata turbomashin / YU.S. Vorob'yev, K.YU. D'yakonenko i dr. // Prochnost' materialov i resurs elementov energooborudovaniya: Trudy TSKTI. – SPb, 2009. – Vyp. 296. – S. 282-306. 3. Vorobiov Yu. S. Vibration characteristics of cooled single-crystal gas turbine blades/ Yu. S. Vorobiov, K.Yu. Dyakonenko, S.B. Kulishov, A.N. Skritskij R. Rzakowski // VETOMAC VIII International Conference On Vibration Engineering And Technology of Machinery Gdansk, Poland. – 2012. – P.324-331. 4. Vorob'yev YU.S. Vliyaniye tsentrobezhnykh sil na statiku i dinamiku elementov GTD / YU.S. Vorob'yev, N.YU. Ovcharova, K.D. Tyrtysnikov // Vostochno Yevropeyskiy zhurnal peredovykh tekhnologiy. – 2013. – 3/12(63). – S. 47-49.

Жондковскі Р., Воробйов Ю.С., Овчарова Н.Ю., Євченко Т.Ю.

АНАЛІЗ ТЕРМОПРУЖНОГО СТАНУ ОХОЛОДЖУВАНОЇ МОНОКРИСТАЛІЧНОЇ ЛОПАТКИ ГТД

Проведено аналіз температурного та термопружного станів охолоджуваної монокристалічної лопатки. Використано тривимірну модель та метод скінчених елементів. Враховується дія температурних полів та відцентрових сил. Наводяться результати чисельного аналізу напружено-деформованого стану реальної лопатки.

Жондковски Р., Воробьев Ю.С., Овчарова Н.Ю., Евченко Т.Ю.

АНАЛИЗ ТЕРМОУПРУГОГО СОСТОЯНИЯ ОХЛАЖДАЕМОЙ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКОЙ ЛОПАТКИ ГТД

Проведен анализ температурного и термоупругого состояний охлаждаемой монокристаллической лопатки. Использована трехмерная модель и метод конечных элементов. Учитывается действие температурных полей и центробежных сил. Приводятся результаты численного анализа напряженно-деформированного состояния реальной лопатки.

Rzakowski R., Vorobiov Iu.S., Ovcharova N.Iu., Ievchenko T.Iu.,

ANALYSIS OF TERMOELASTIC STATE OF COOLED SINGLE-CRYSTAL BLADE OF GAS TURBINE ENGINE

The analysis of temperature and thermoelastic states of cooled single crystal blade of gas turbine engine are considered. Three-dimensional model and finite elements method are used. The effect of temperature fields and centrifugal forces take into account. Numarical investigation results of stress-strain state of real blade are presented.

УДК 539.3

Солохин М.А.; Воробьев Ю.С., д-р техн. наук; Губский А.Н.

ВЛИЯНИЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО НАГРУЖЕНИЯ ВОДЯНОЙ КАМЕРЫ КОНДЕНСАТОРА ПАРОВОЙ ТУРБИНЫ НА ОТКЛИК ОТ ДИНАМИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

Введение. Вследствие стремительного развития атомной энергетики, всё больше АЭС строится в засушливых регионах, где не представляется возможным использование пруда-охладителя, что приводит к необходимости использованию градирен, и, как следствие, к повышению давления в водяных камерах конденсатора. Это, а так же ошибки в эксплуатации могут привести к опасности возникновения динамических явлений, которые в своём крайнем проявлении способны вызвать нежелательные последствия такие, как разрушение системы стяжек. Возникает задача расчёта отклика камеры на динамическое воздействие и снижения повреждений, вызванных динамическим воздействием. Цель данной работы – сравнить отклики на динамическое воздействие предварительно нагруженной внутренним давлением и ненагруженной водяной камеры.

Для анализа взята модель передней водяной камеры конденсатора турбины типа К – 1100 с охлаждением конденсатора с помощью градирен.

Численные исследования. Численные исследования проводились на основе трёхмерных конечно-элементных моделей. Предел текучести материала 220 МПа. Толщина стенки конструкции 20 мм. Диаметр поперечного сечения стяжек 40 мм

На следующих трёх рисунках (рис. 1-3) представлены распределения напряжений в камере без предварительного нагружения для максимального уровня напряжений при различных величинах давления динамического воздействия.

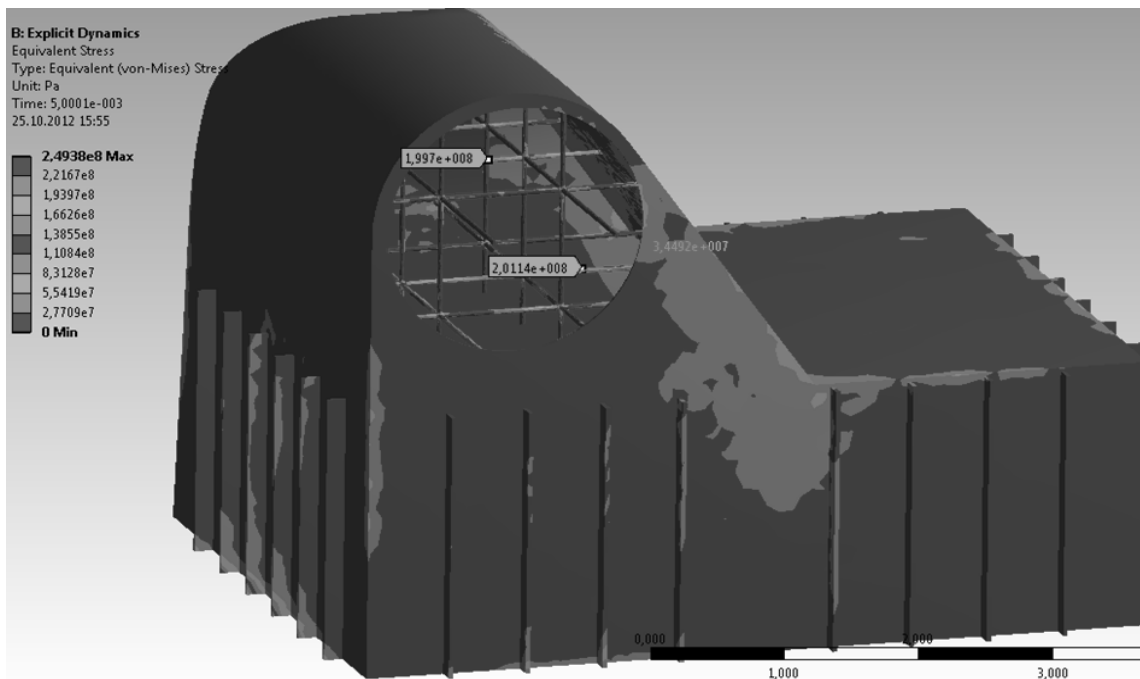


Рис. 1. Распределение напряжений в камере при давлении 0,1МПа.

© М.А. Солохин, 2013

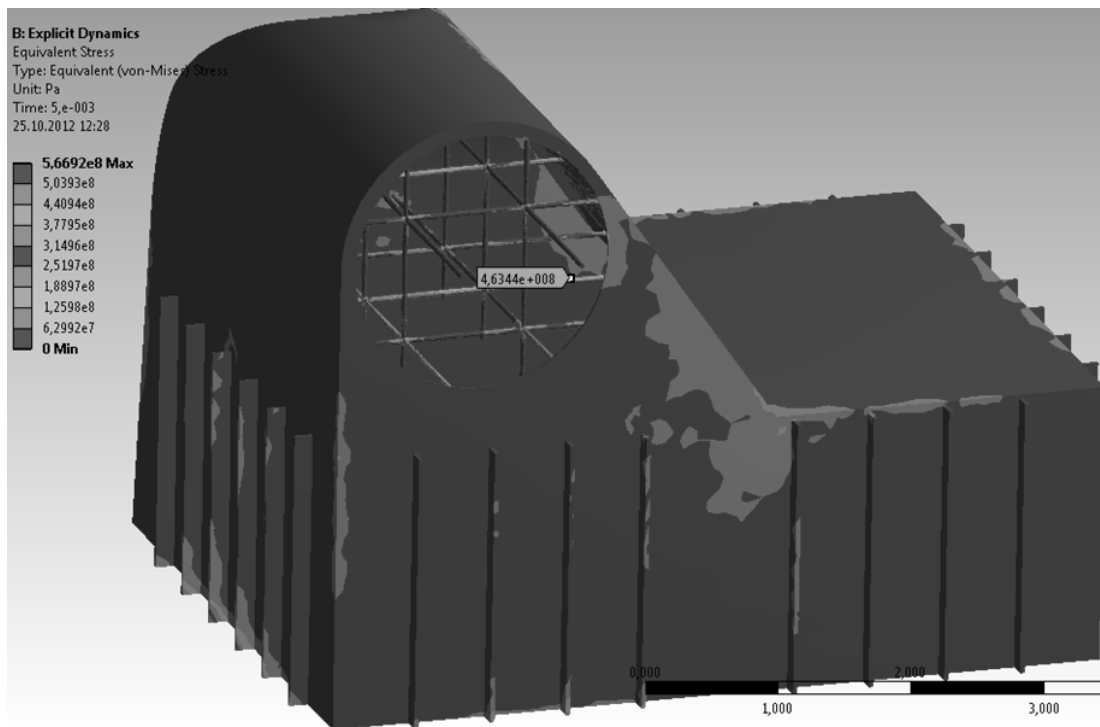


Рис. 2. Распределение напряжений в камере при давлении 0,2МПа.

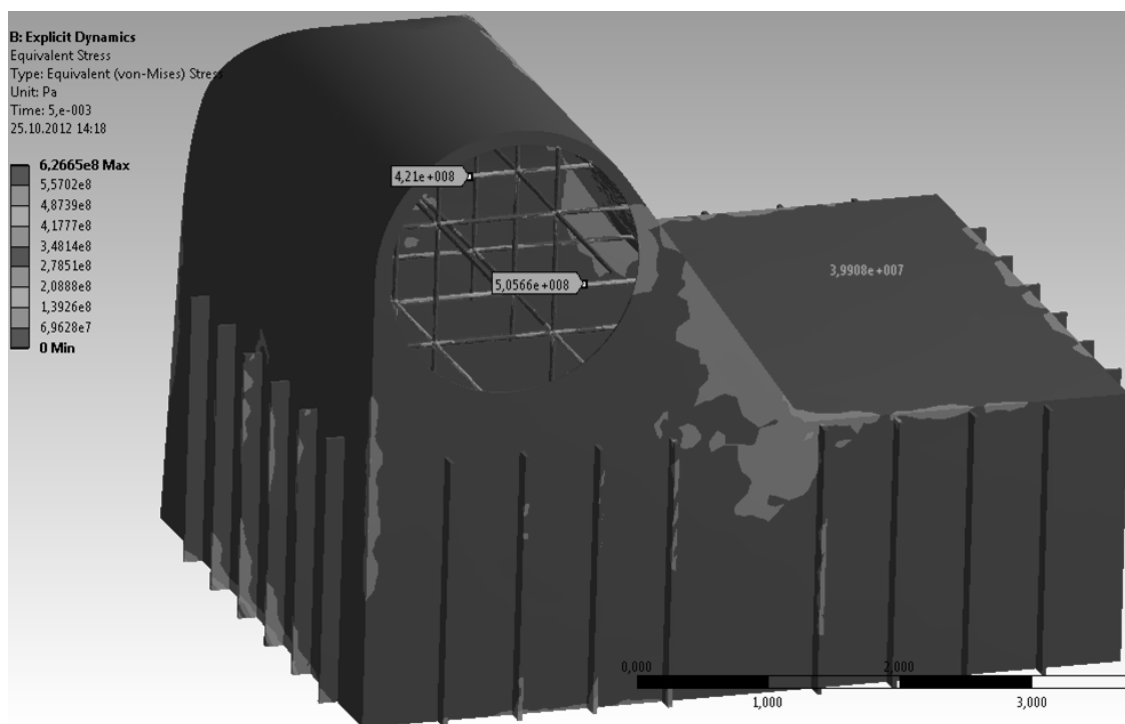


Рис. 3. Распределение напряжений в камере при давлении 0,22МПа.

Как видно из результатов расчёта, в ненапряжённой конструкции при динамическом воздействии наблюдается опасно высокий уровень напряжений.

Проведём тестовые расчёты для элементов водяной камеры: стяжки и участка плоской стенки. Результаты данных расчётов представлены на рис. 4-8.

На рис. 4 представлен результат расчёта стяжки при осевом воздействии динамически приложенной силой (4000 Н).

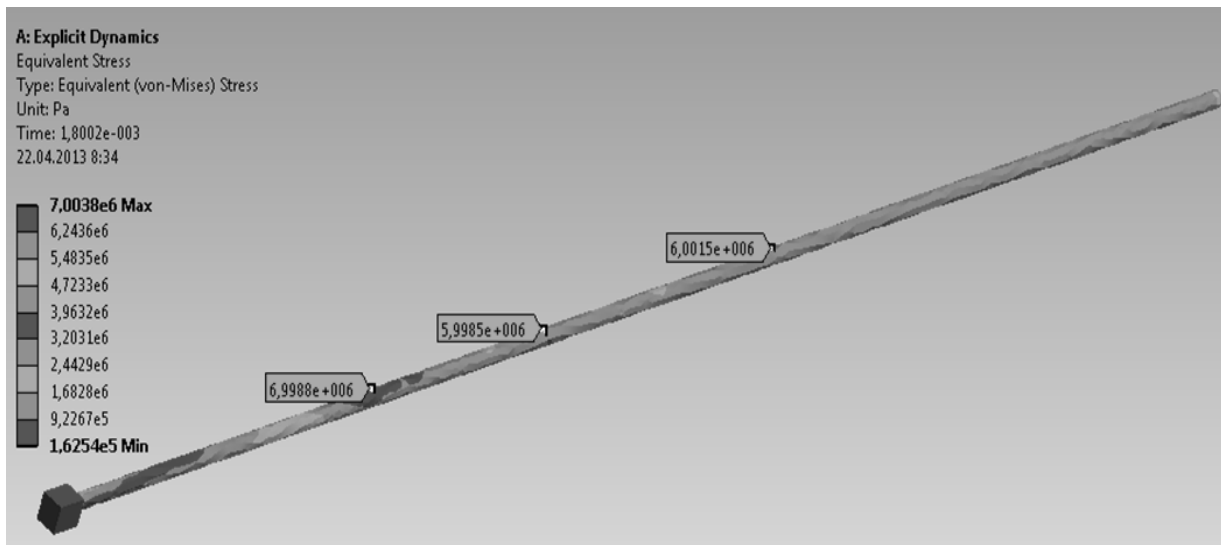


Рис. 4. Напряжения в стяжке при динамическом воздействии.

Проведём аналогичный расчёт для стяжки, предварительно нагрузив её статической осевой силой 2000 Н. Отклик конструкции на такое воздействие показан на рис. 5

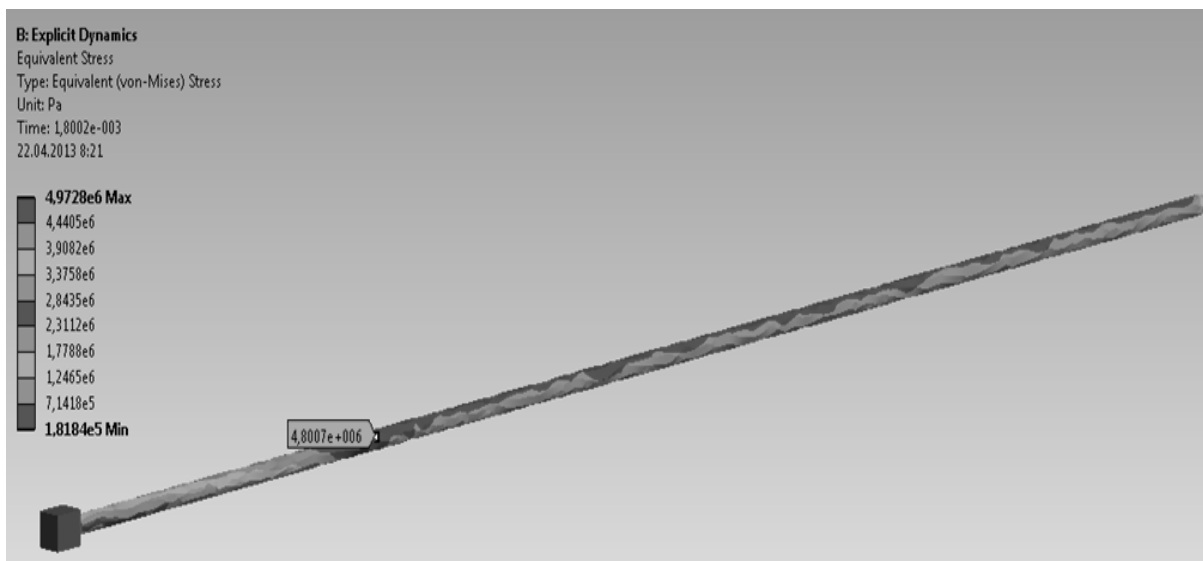


Рис. 5 Напряжения в предварительно напряжённой стяжке при динамическом воздействии.

В первом случае максимальный уровень напряжений составляет 7МПа, что значительно превышает уровень напряжений в предварительно нагруженном стержне (4,97 МПа). Отсюда следует, что предварительно растянутый стержень лучше воспринимает динамическую осевую нагрузку.

Далее подобные расчётные исследования были проведены для элемента плоской стенки водяной камеры при динамически приложенном давлении 1МПа. Результаты расчётов представлены на рис. 6-7.

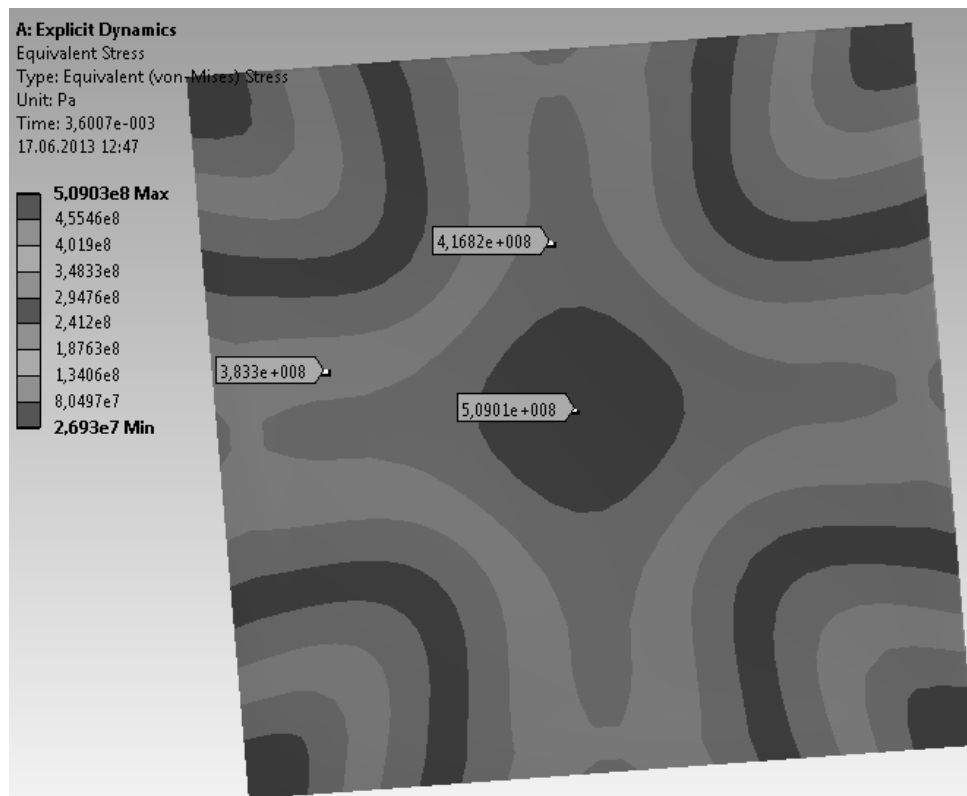


Рис. 6 Напряжения в ненапряжённой стенке при динамическом воздействии.

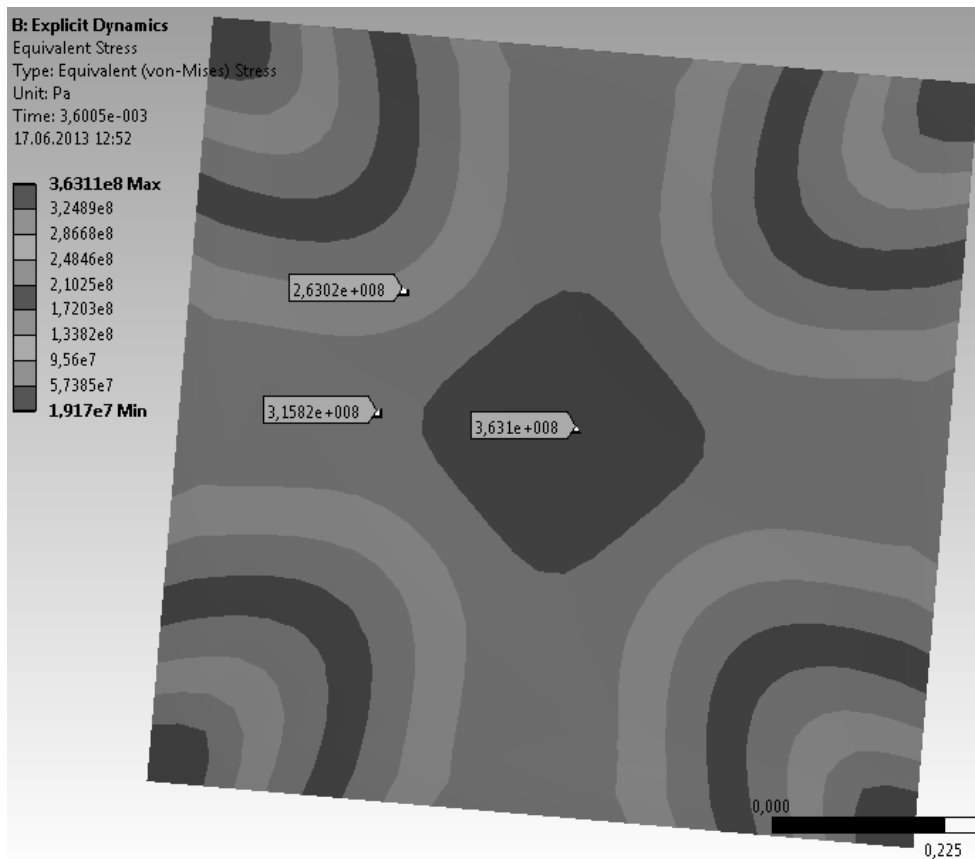


Рис. 7 Напряжения в предварительно напряжённой стенке при динамическом воздействии.

Как видно из результатов, уровень напряжений в предварительно напряжённой стенке значительно ниже. Данный результат подтверждается натурными испытаниями, при которых методом тензонометрирования было проведено исследование напряжённо-деформированного состояния плоских и пологих оболочек и установлено, что при определённых граничных условиях напряжения в пологих панелях значительно ниже, чем в плоских.

Для подтверждения соответствия результатов расчёта результатам эксперимента был проведен расчёт НДС пологой оболочки с размерами, аналогичными размерам использованной выше пластины и кривизной, соответствующей прогибу пластины от предварительного напряжения. Результаты представлены на рис. 8.

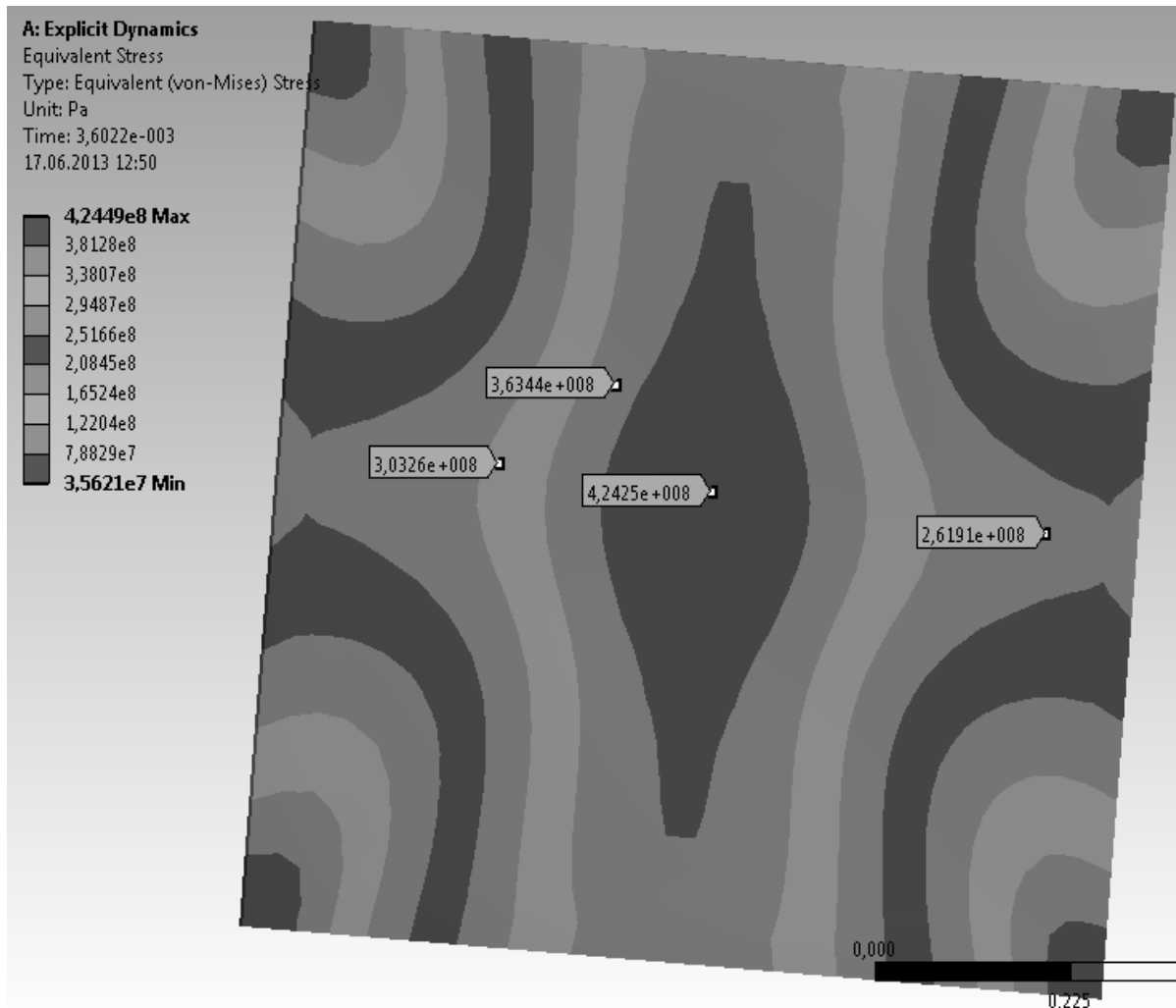


Рис. 8 Напряжения в пологой оболочке при динамическом воздействии.

Уровень напряжений в пологой оболочке приблизительно соответствует уровню напряжений в предварительно нагруженной пластине.

Проведём расчёт НДС водяной камеры при динамическом воздействии, нагрузив её рабочим давлением 0,2МПа и нагрузками от циркудовода. Результаты статического расчёта показаны на рис. 9.

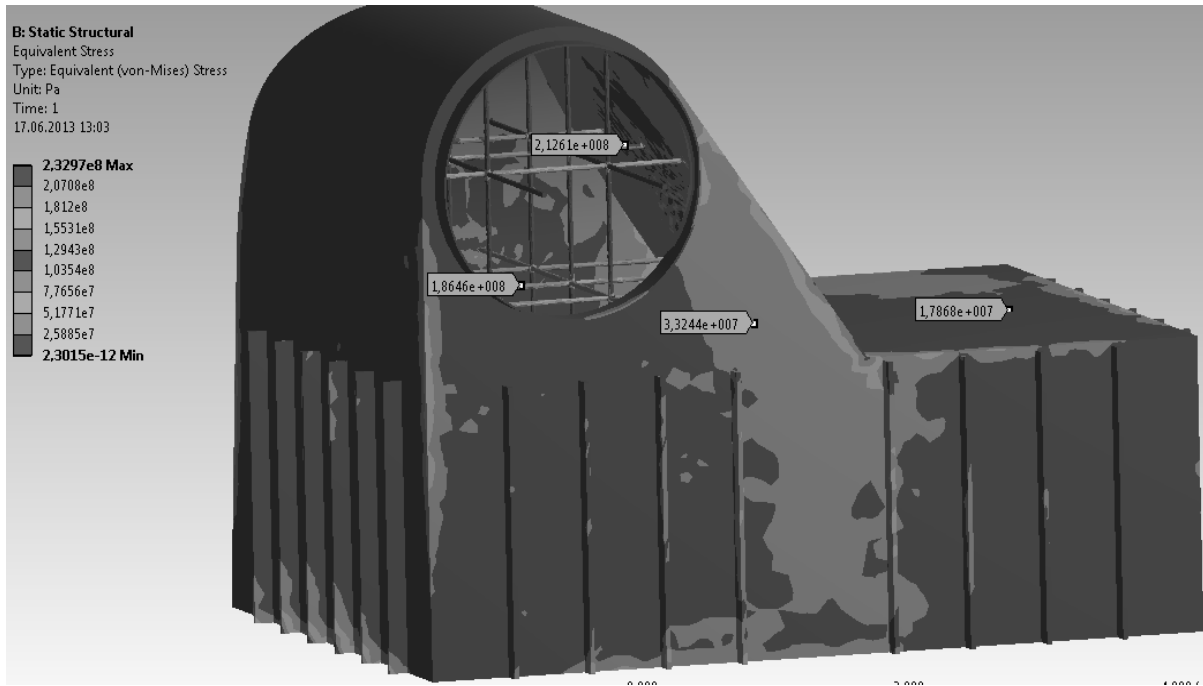


Рис. 9. Статические напряжения при воздействии рабочего давления.

Напряжения в конструкции находятся в допустимых пределах. Приложим на предварительно напряжённую конструкцию следующие величины динамических давлений: 0,1МПа, 0,2МПа, 0,22МПа. Результаты динамического расчёта показаны на следующих трёх рисунках (рис. 10-12).

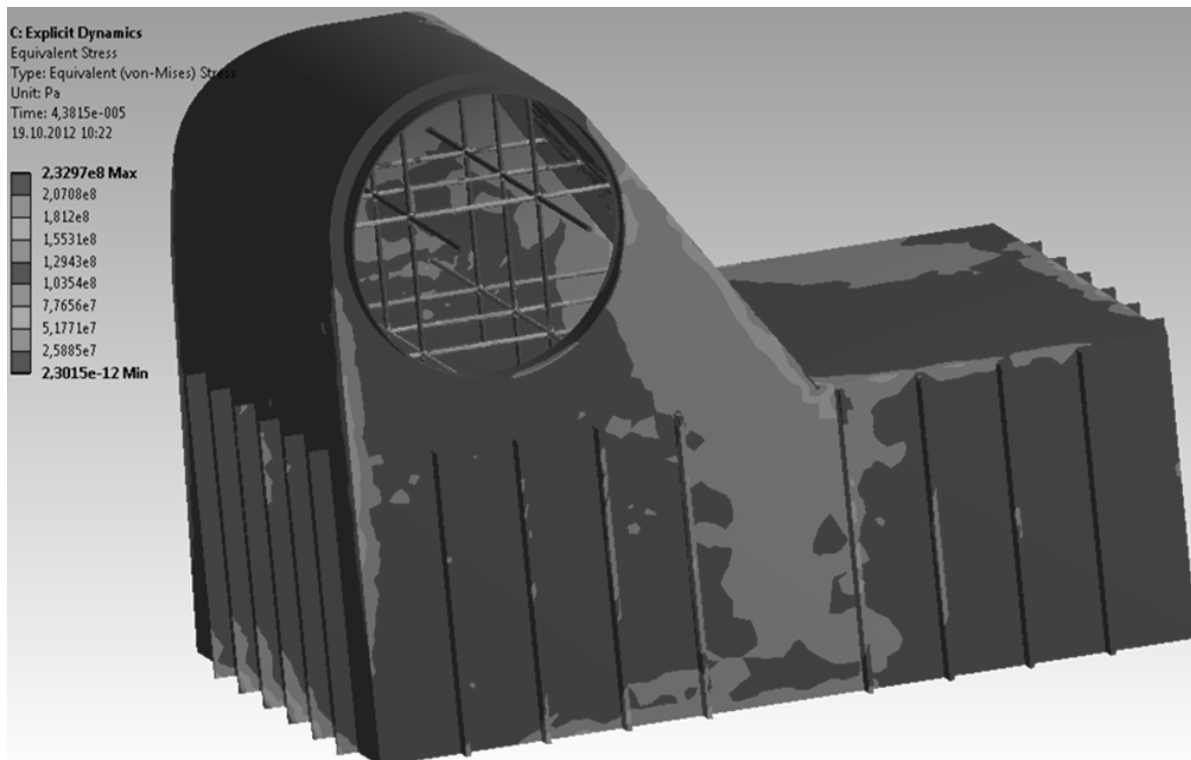


Рис. 10. Распределение напряжений в камере при динамическом давлении 0,1МПа.

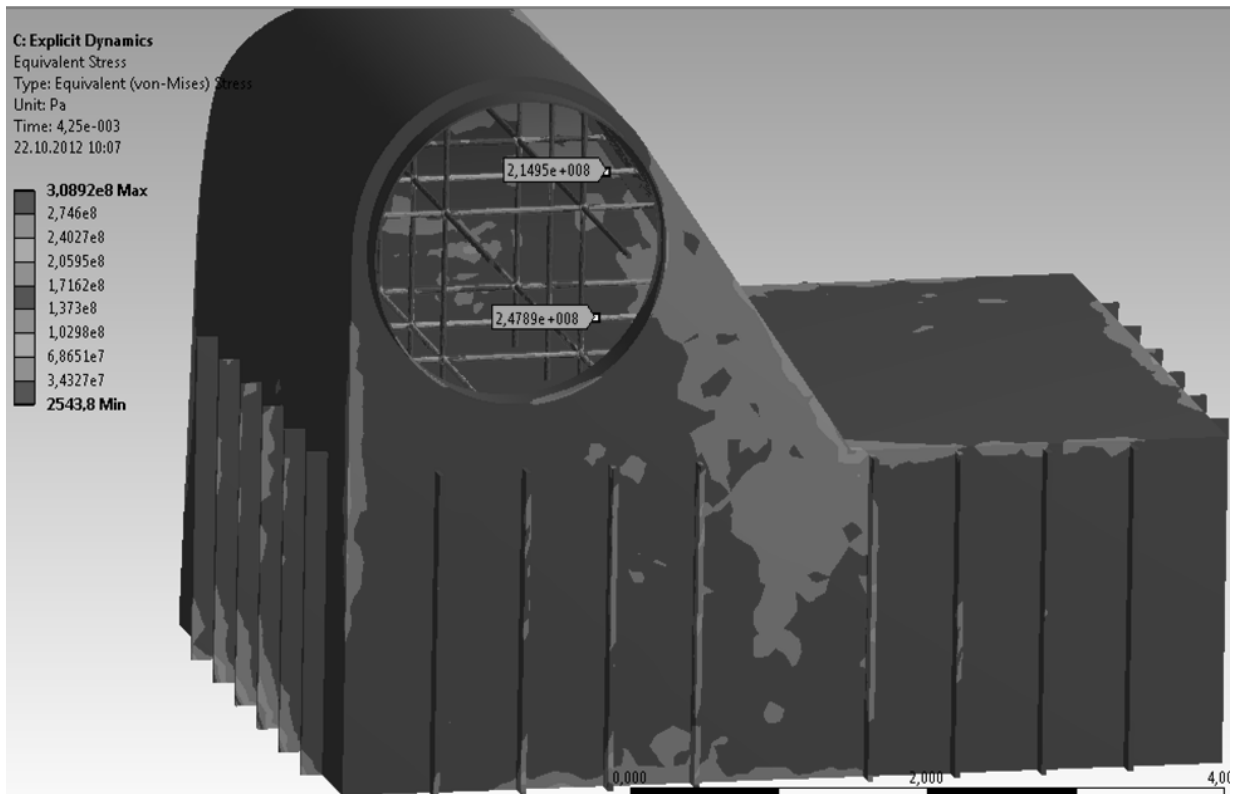


Рисунок 11. Распределение напряжений в камере при динамическом давлении 0,2МПа.

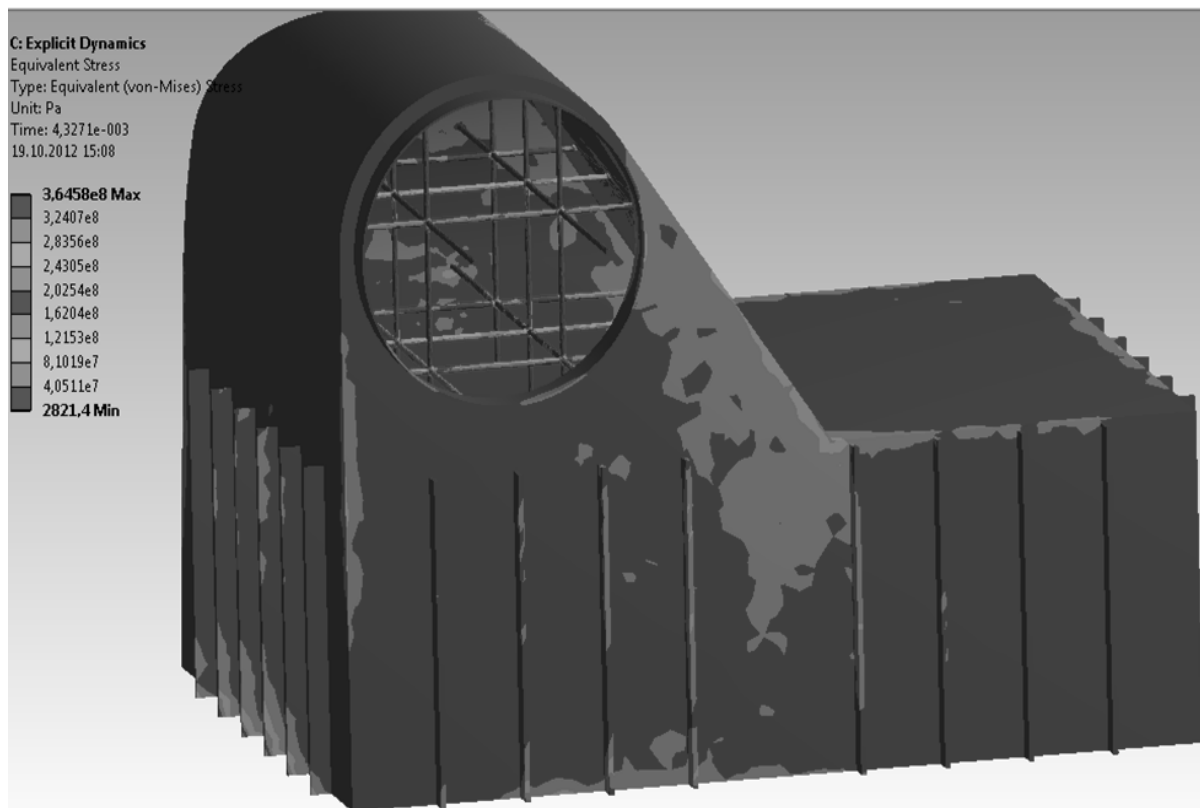


Рис. 12. Распределение напряжений в камере при динамическом давлении 0,22МПа.

Из расчётов видно, что пока динамическое давление не превышает статическое, напряжения находятся в допустимых пределах.

Для сравнения обоих способов нагружения конструкции, на следующем рисунке приведены графики зависимости напряжений от величин динамического давления. Для задания зависимости были взяты максимальные общие напряжения в стяжках.

Ряд 1 – зависимость для конструкции без предварительного напряжения, ряд 2 – для конструкции с предварительным напряжением. Судя по графику, максимальная динамическая нагрузка, которую может воспринять предварительно напряжённая конструкция, составляет около 0.17 МПа. В конструкции без предварительного нагружения нежелательный уровень напряжений возникает уже при приложении нагрузки около 0.1 МПа.

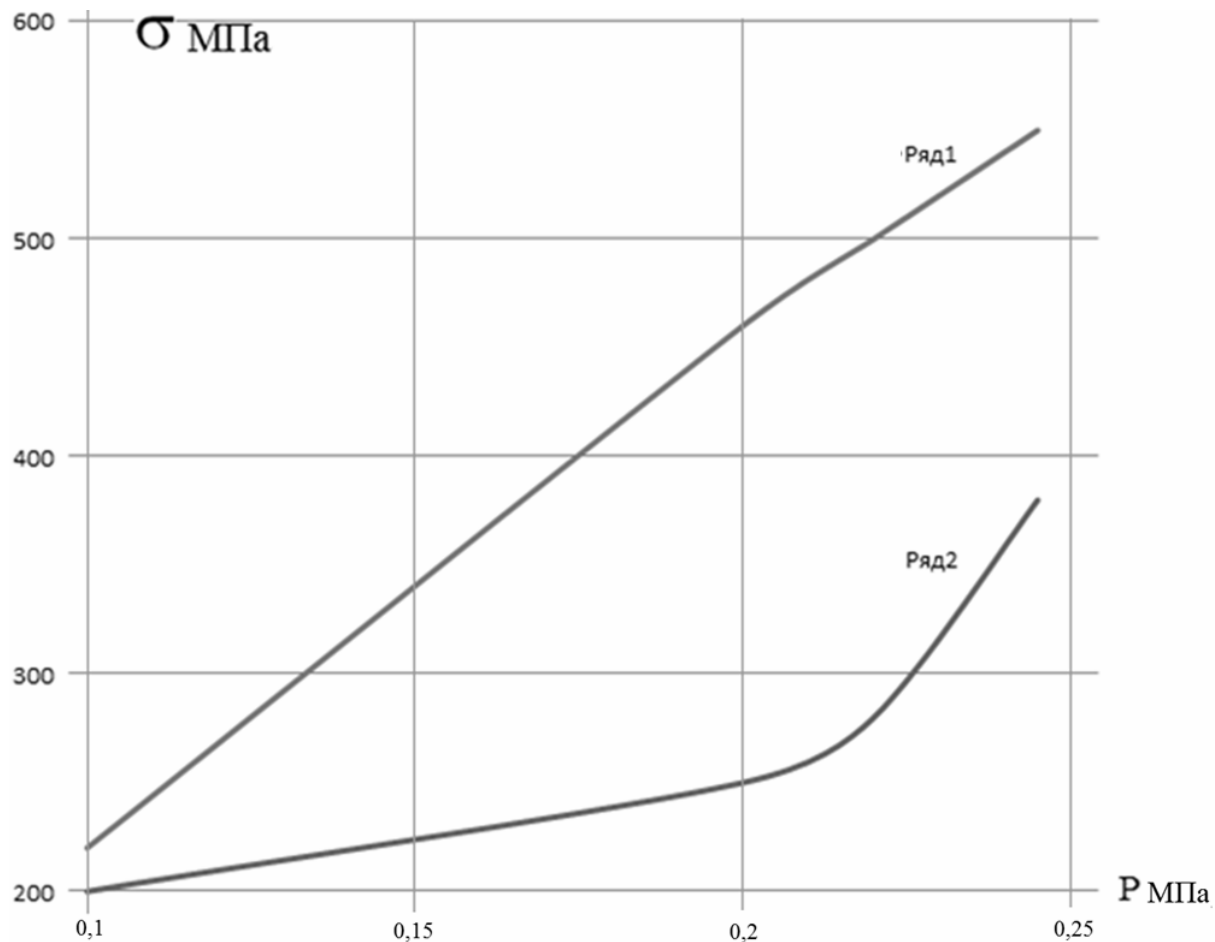


Рис. 8. Зависимость величины напряжений от динамического давления при разных способах нагружения.

Вывод. Предварительно нагруженная конструкция много лучше воспринимает динамическую нагрузку, чем конструкция без предварительного нагружения, что частично подтверждено натурными испытаниями. В случае превышения давлением динамического воздействия величины статического давления в предварительно нагруженной конструкции напряжения от динамического воздействия начинают резко возрастать.

Литература: 1. Трухний А.Д. Стационарные паровые турбины / А. Д. Трухний, С. М. Лосев. – М: Энергоиздат, 1981 – 456 с. 2. Материалы и оборудование ТЭС / [В. М. Боровков, Л. Б. Гецов, Ю. С. Воробьев, А.Я.Копсов, С.В.Петин. и др.] – СПб: Политехнический университет, 2008. – 611 с. 3. Зинкевич О. К. Метод конечных элементов в технике / О. К. Зинкевич – М: Мир 1978, 519 с. 4. Метод конечных элементов в технике твёрдых тел / [ред. А. С. Сахаров, И. Альтенбах.] – Киев. Вища школа, 2005. – С. 182 - 480.

Bibliography (transliterated): 1. Trukhniy A. D. Statsionarnyye parovyye turbiny / A. D. Trukhniy, S. M. Losev. – M: Energoizdat, 1981 – 456 s. 2. Materialy i oborudovaniye TES / [V. M. Borovkov, L. B. Getsov, Yu. S. Vorobyev, A. Ya. Kopsov, S. V. Petinov. i dr.] – SPB: Politekhnicheskiiy universitet, 2008. – 611 s. 3. Zinkevich O. K. Metod konechnykh elementov v tekhnike / O. K. Zinkevich – M: Mir 1978, 519 s. 4. Sakharov A.S. Metod konechnykh elementov v tekhnike tverdykh tel / [A. S. Sakharov, I. Altenbakh.] – Kiyev. Vishcha shkola, 2005. – S. 182 - 480.

Солохин М.А., Воробьев Ю.С., Губский А.Н.

ВЛИЯНИЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО НАГРУЖЕНИЯ ВОДЯНОЙ КАМЕРЫ
КОНДЕНСАТОРА ПАРОВОЙ ТУРБИНЫ НА ОТКЛИК ОТ ДИНАМИЧЕСКОГО
ВОЗДЕЙСТВИЯ

Рассчитано напряженно-деформированное состояние в водяной камере конденсатора паровой турбины большой мощности при динамическом воздействии с предварительным нагружением и без него. Проведена оценка работоспособности водяной камеры для обоих случаев нагрузки.

Солохин М.А., Воробьев Ю.С., Губский О.М.

ВПЛИВ ПОПЕРЕДНЬОГО НАВАНТАЖЕННЯ ВОДЯНОЇ КАМЕРИ
КОНДЕНСАТОРА ПАРОВИХ ТУРБІН НА ВІДГУК ВІД ДИНАМІЧНОГО ВПЛИВУ

Розраховано напружено-деформований стан у водяній камері конденсатора парової турбіни великої потужності при динамічному впливі з попередніми навантаженням і без нього. Проведена оцінка працездатності водяної камери для обох випадків навантаження.

Solokhin M. A., Vorobiev Y. S., Gubskii A. N.

EFFECT OF PRE-LOADING WATERBOX STEAM TURBINE CONDENSER ON
RESPONSE OF DYNAMIC LOADING

Stress-strain state in a water chamber of the condenser steam turbine power with a large dynamic action with a pre-loaded without it was calculated. The evaluation of efficiency water chamber for both cases of loading was carried out.

Чернобрывко М.В., канд. техн. наук; Аврамов К.В., д-р техн. наук; Романенко В.Н., Кочуров Р.Е., канд. техн. наук; Батутина Т.Я.

СОБСТВЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ ПАРАБОЛИЧЕСКИХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Введение. Спрос на украинскую ракетно-космическую технику в последние годы расширился далеко за пределы страны. В связи с этим изменились условия эксплуатации ракет-носителей, что привело к изменению динамических свойств их элементов [1]. Обтекатели некоторых современных ракет-носителей совершают значительные аэроупругие колебания в полете, что может привести к их разрушению [2, 3]. В работе строится математическая модель собственных колебаний этих обтекателей.

Обтекатель ракет-носителей представляет собой тонкую оболочечную конструкцию, которая защищает полезный груз ракеты при выведении его на орбиту. В процессе полета на обтекатель действуют аэродинамические нагрузки, которые приводят к интенсивным аэроупругим колебаниям. Конструктивная схема обтекателя ракетноносителя серии «Днепр» представлена на рис.1. Размеры обтекателей существенно меняются в зависимости от количества выводимых на орбиту спутников, а, следовательно, и динамические характеристики обтекателей различных серий существенно отличаются между собой.

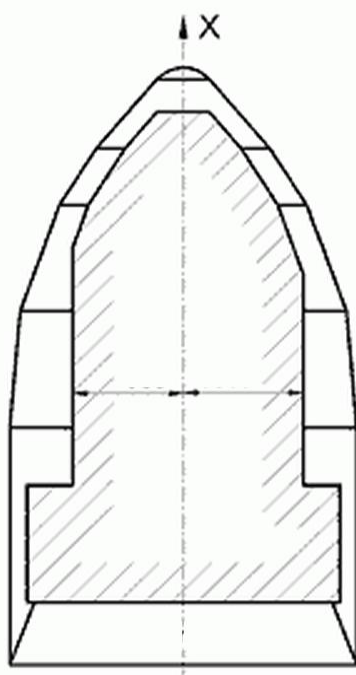


Рис. 1. Схема конструкции обтекателя.

Анализ геометрии обтекателя свидетельствует, что он хорошо описывается параболической оболочкой постоянной толщины. Предполагается, что оболочка совершает колебания с амплитудами значительно меньшими ее толщины. Напряжения и деформации оболочки удовлетворяют закону Гука. Так как оболочка является тонкой, то сдвиги и инерцию вращения не учитывают. В этом случае колебания оболочки являются линейными. Обтекатель моделируется эллиптическим параболоидом вращения.

© М.В. Чернобрывко, 2013

Спектр собственных частот и форм колебаний определяется методом Релея – Ритца. Результаты численного анализа сравниваются с данными метода конечных элементов.

Математическая модель задачи. Деформационное состояние срединной поверхности параболоида опишем проекциями перемещений на направления касательных к координатным линиям $u(\theta, \varphi, t), v(\theta, \varphi, t), w(\theta, \varphi, t)$. Углы θ, φ описывают положение точек на срединной поверхности (рис. 2).

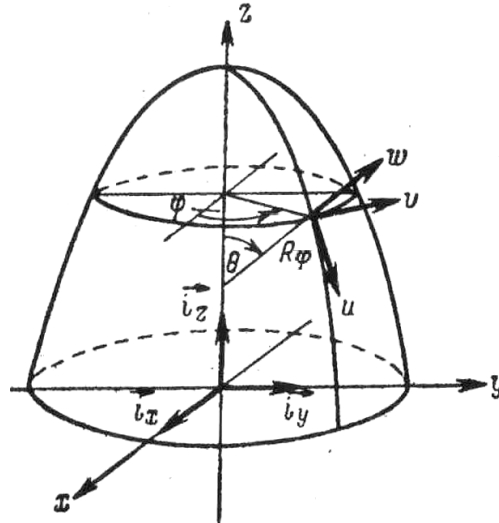


Рис. 2. Эскиз оболочки

Потенциальную энергию упругой деформации оболочки представим в виде [4]:

$$\Pi = \frac{1}{2} \iiint_V (\sigma_{11}\varepsilon_{11} + \sigma_{22}\varepsilon_{22} + \sigma_{12}\varepsilon_{12}) \left(1 + \frac{z}{R_\theta}\right) \left(1 + \frac{z}{R_\varphi}\right) R_\theta R_\varphi \sin \theta d\theta d\varphi dz, \quad (1)$$

где $\sigma_{11}, \sigma_{12}, \sigma_{22}, \varepsilon_{11}, \varepsilon_{12}, \varepsilon_{22}$ – компоненты тензоров напряжений и деформаций; R_θ, R_φ – радиусы кривизны координатных линий θ, φ , соответственно. Компоненты тензоров напряжений и деформаций удовлетворяют закону Гука:

$$\sigma_{11} = \frac{E}{1-\nu^2} (\varepsilon_{11} + \nu \varepsilon_{22}), \quad \sigma_{22} = \frac{E}{1-\nu^2} (\varepsilon_{22} + \nu \varepsilon_{11}), \quad \sigma_{12} = \frac{E}{2(1+\nu)} \varepsilon_{12}, \quad (2)$$

где E, ν – модуль Юнга и коэффициент Пуассона. Радиусы кривизны координатных линий определяются так [5]:

$$R_\theta = \frac{R_0}{(1 + \chi \sin^2 \theta)^{3/2}}, \quad R_\varphi = \frac{R_0}{(1 + \chi \sin^2 \theta)^{1/2}}, \quad (3)$$

где R_0 – радиус кривизны в особой точке оболочки $\theta = 0$; значение χ определяет форму оболочки вращения. Отметим, что для параболической оболочки $\chi = -1$, а для сферической – $\chi = 0$.

Верхняя точка оболочки $\theta = 0$ является особой. Поэтому для расчета собственных частот и форм колебаний около этой точки вырежем отверстие диаметром меньше, чем толщина оболочки. Это маленькое отверстие слабо влияет на динамику конструкции [6]. Потенциальную энергию оболочки (1) с учетом (2) можно представить так:

$$\Pi = \frac{1}{2} \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \int_0^{2\pi} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \frac{E}{1-\nu^2} \left(\varepsilon_{11}^2 + 2\nu\varepsilon_{11}\varepsilon_{22} + \varepsilon_{22}^2 + \frac{1-\nu}{2} \varepsilon_{12}^2 \right) \times \\ \times \left(1 + \frac{z}{R_\theta} \right) \left(1 + \frac{z}{R_\varphi} \right) R_\theta R_\varphi \sin \theta d\theta d\varphi dz, \quad (4)$$

где h – толщина оболочки; θ_1 – координата точки меридиана, близкой к особой точке оболочки $\theta = 0$; θ_2 – конечная координата меридиана, определяемая из уравнения $\theta_2 = \arctg(r/R_0)$, r – максимальный радиус обтекателя.

Компоненты тензора деформаций связаны с перемещениями зависимостями

$$\varepsilon_{11} = \frac{\cos^3(\theta)}{R_0} \left(\frac{\partial u}{\partial \theta} + w \right) + z \left[\frac{\cos^6(\theta)}{R_0^2} \left(\frac{\partial u}{\partial \theta} + \frac{\partial^2 w}{\partial \theta^2} \right) - \frac{\cos^5(\theta) \sin(\theta)}{R_0^2} \left(\frac{\partial w}{\partial \theta} + 3u \right) \right], \\ \varepsilon_{22} = \frac{\operatorname{ctg}(\theta)}{R_0} \left(\frac{\partial v}{\partial \varphi} + u \cdot \cos(\theta) + w \cdot \sin(\theta) \right) + \\ + z \left[\frac{\operatorname{ctg}(\theta) \cos(\theta)}{R_0^2} \frac{\partial v}{\partial \varphi} - \frac{\operatorname{ctg}^2(\theta)}{R_0^2} \frac{\partial^2 w}{\partial \varphi^2} + \frac{\operatorname{ctg}(\theta) \cos^4(\theta)}{R_0^2} \left(\frac{\partial w}{\partial \theta} - u \right) \right], \quad (5) \\ \varepsilon_{12} = \frac{\cos^2(\theta)}{R_0} \left(\frac{\partial v}{\partial \theta} \cdot \cos(\theta) - v \cdot \sin(\theta) + w \cdot \operatorname{ctg}(\theta) \cos(\theta) \right) + \frac{\operatorname{ctg}(\theta)}{R_0} \frac{\partial u}{\partial \varphi} + \\ + z \left[\frac{\operatorname{ctg}(\theta) \cos^2(\theta)}{R_0^2} \frac{\partial w}{\partial \varphi} - \frac{\operatorname{ctg}(\theta) \cos^3(\theta)}{R_0^2} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial \theta \partial \varphi} - \frac{\partial u}{\partial \varphi} - \frac{\partial v}{\partial \theta} + v \right) \right].$$

Кинетическую энергию оболочки представим в следующем виде:

$$T = \frac{\rho h}{2} \int_0^{2\pi} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \left(\left(\frac{\partial u}{\partial t} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial t} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial t} \right)^2 \right) R_\theta R_\varphi \sin \theta d\theta d\varphi dz, \quad (6)$$

где ρ – плотность материала обтекателя.

Для расчета собственных частот и форм колебаний оболочки воспользуемся методом Релея-Ритца. Линейные колебания оболочки представим в виде произведения функций координат и времени

$$\begin{aligned}u(\theta, \varphi, t) &= \tilde{u}(\theta, \varphi) \cos(\omega t), \\v(\theta, \varphi, t) &= \tilde{v}(\theta, \varphi) \cos(\omega t), \\w(\theta, \varphi, t) &= \tilde{w}(\theta, \varphi) \cos(\omega t).\end{aligned}\tag{7}$$

Тогда кинетическую (6) и потенциальную (4) энергии оболочки с учетом (7) можно преобразовать к виду

$$T(\theta, \varphi, t) = \omega^2 \sin^2 \omega t \cdot \tilde{T}(\theta, \varphi),\tag{8}$$

$$\Pi(\theta, \varphi, t) = \cos^2 \omega t \cdot \tilde{\Pi}(\theta, \varphi).\tag{9}$$

Функции перемещений, входящие в (7), представим в виде укороченных рядов Фурье в следующем виде:

$$\begin{aligned}\tilde{u}(\theta, \varphi) &= \sum_{i=1}^{N_1} \sum_{j=1}^{N_2} \psi_i^{(u)}(\theta) (A_{ij}^{(1)} \sin j\varphi + A_{ij}^{(2)} \cos j\varphi), \\ \tilde{v}(\theta, \varphi) &= \sum_{i=1}^{N_1} \sum_{j=1}^{N_2} \psi_i^{(v)}(\theta) (B_{ij}^{(1)} \sin j\varphi + B_{ij}^{(2)} \cos j\varphi), \\ \tilde{w}(\theta, \varphi) &= \sum_{i=1}^{N_1} \sum_{j=1}^{N_2} \psi_i^{(w)}(\theta) (C_{ij}^{(1)} \sin j\varphi + C_{ij}^{(2)} \cos j\varphi),\end{aligned}\tag{10}$$

где $A_{ij}^{(1)}, A_{ij}^{(2)}, \dots, C_{ij}^{(2)}$ – неизвестные параметры; $\psi_i^{(u)}(\theta), \psi_i^{(v)}(\theta), \psi_i^{(w)}(\theta)$ – функции, определяемые из краевых условий оболочки. Вследствие осесимметричности конструкции, собственные частоты колебаний парные. Для того чтобы из пары частот выделить одну, перемещения срединной поверхности представим так:

$$\begin{aligned}\tilde{u}(\theta, \varphi) &= \sum_{i=1}^{N_1} \sum_{j=1}^{N_2} A_{ij} \psi_i^{(u)}(\theta) \cos j\varphi, \\ \tilde{v}(\theta, \varphi) &= \sum_{i=1}^{N_1} \sum_{j=1}^{N_2} B_{ij} \psi_i^{(v)}(\theta) \sin j\varphi, \\ \tilde{w}(\theta, \varphi) &= \sum_{i=1}^{N_1} \sum_{j=1}^{N_2} C_{ij} \psi_i^{(w)}(\theta) \cos j\varphi.\end{aligned}\tag{11}$$

Рассмотрим условия закрепления оболочки. На стороне $\theta = \theta_2$ оболочка закреплена, а наверху, в месте маленького выреза $\theta = \theta_1$, оболочка свободна. Так как нами применяется метод Релея-Ритца, то учитываются только кинематические граничные условия. Поэтому, на свободной стороне оболочки, не учитываются какие-либо граничные условия. Условия закрепления оболочки представим так:

$$\tilde{u}|_{\theta=\theta_2} = \tilde{v}|_{\theta=\theta_2} = \tilde{w}|_{\theta=\theta_2} = \frac{\partial \tilde{w}}{\partial \theta} \Big|_{\theta=\theta_2} = 0.\tag{12}$$

Для приближенного определения собственных частот колебаний в качестве функций $\psi_i^{(u)}(\theta), \psi_i^{(v)}(\theta)$ используем собственные формы продольных колебаний консольного стержня, а в качестве функций $\psi_i^{(w)}(\theta)$ выберем собственные формы изгибных колебаний консольного стержня. С учетом (12) эти функции представим следующим образом:

$$\psi_i^{(u)}(\theta) = \psi_i^{(v)}(\theta) = \cos \frac{(2i-1)\pi\theta}{2\theta_2}, \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \psi_i^{(w)}(\theta) = & \frac{1}{2} \left(\cosh \left[k_i \left(1 - \frac{\theta}{\theta_2} \right) \right] - \cos \left[k_i \left(1 - \frac{\theta}{\theta_2} \right) \right] \right) - \\ & - \frac{\sinh(k_i s) - \sin(k_i s)}{2(\cosh(k_i s) - \cos(k_i s))} \left(\sinh \left[k_i \left(1 - \frac{\theta}{\theta_2} \right) \right] - \sin \left[k_i \left(1 - \frac{\theta}{\theta_2} \right) \right] \right). \end{aligned} \quad (14)$$

Для расчета собственных частот и форм линейных колебаний оболочки воспользуемся принципом Остроградского – Гамильтона и рассмотрим функционал:

$$\int_0^{2\pi/\omega} (\Pi - T) dt = \frac{\pi}{\omega} \left[\tilde{\Pi}(A_{ij}^{(1)}, \dots, C_{ij}^{(2)}) - \omega^2 \tilde{T}(A_{ij}^{(1)}, \dots, C_{ij}^{(2)}) \right] \quad (16)$$

Теперь определим минимум функционала (16) на множестве переменных $A_{ij}^{(1)}, \dots, C_{ij}^{(2)}$. Для этого решается система линейных алгебраических уравнений, которую можно представить так:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial A_{ij}} (\Pi_{\max} - T_{\max}) &= 0, \quad (i = 1 \dots N_1, \quad j = 1 \dots N_2), \\ \frac{\partial}{\partial B_{ij}} (\Pi_{\max} - T_{\max}) &= 0, \quad (i = 1 \dots N_3, \quad j = 1 \dots N_4), \\ \frac{\partial}{\partial C_{ij}} (\Pi_{\max} - T_{\max}) &= 0, \quad (i = 1 \dots N_5, \quad j = 1 \dots N_6). \end{aligned} \quad (17)$$

Из этой системы линейных алгебраических уравнений получим проблему собственных значений:

$$|C - \omega^2 M| = 0. \quad (18)$$

Из решения проблемы собственных значений (18) находим частоты и формы линейных колебаний.

Численный анализ свободных колебаний обтекателей. Расчеты проводились для трех оболочек с радиусом основания $R = 2$ м и высотами $H_1 = 2$ м, $H_2 = 3$ м, $H_3 = 4$ м. В качестве тестового расчета рассматривалась сферическая оболочка заданного радиуса. Толщины оболочек принималась одинаковым $h = 5$ мм. Расчеты с различными высотами параболоида проводились для исследования влияния высоты на собст-

венные частоты и формы колебаний оболочки. Результаты расчетов, полученных методом Релея-Ритца, сравнивались с данными метода конечных элементов. Расчеты проводились для материала со следующими механическими характеристиками: $E = 71$ ГПа, $\rho = 2640 \text{ кг/м}^3$, $\nu = 0,3$.

В качестве тестовых проводились расчеты частот собственных колебаний сферической оболочки, жестко закрепленной по диаметру. В таблице 1 представлены результаты этих расчетов. Совпадение результатов расчетов по двум методикам достаточно хорошее. Однако, вторая частота без узлов не определяется. Этой частоте соответствует осесимметричная форма колебаний. Дальнейшие исследования показали, что для оболочек в форме эллиптических параболоидов произвольных размеров осесимметричная форма колебаний отсутствует.

Таблица 1

Частоты собственных колебаний сферы с радиусом $R = 2$ м			
Частота	Метод конечных элементов, Гц	Метод Релея – Ритца, Гц	Относительная погрешность
1	231,29	231,79	0,00216
2	308,29	-	-
3	364,83	364,98	0,00041
4	370,86	370,96	0,00027
5	388,63	388,22	0,00106
6	393,95	395,86	0,00482
7	396,35	397,13	0,00196

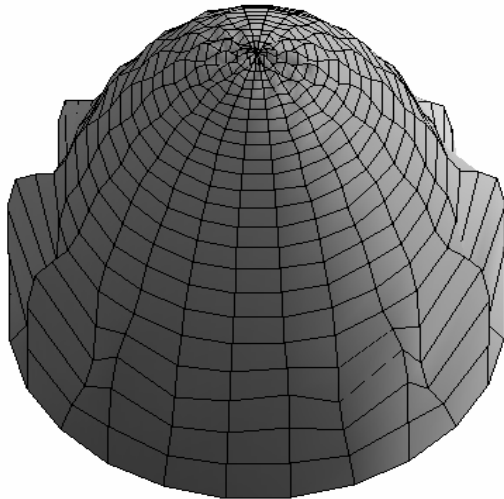
В таблице 2 представлены результаты расчетов для оболочки с высотой $H_l = 2$ м. Для расчета собственных форм колебаний использовались соотношения (11). Отметим, что результаты, полученные методом Релея-Ритца, сравнивались с данными, полученными методом конечных элементов. Результаты такого сравнения представлены в таблице 1. Итак, результаты, полученные методом конечных элементов, близки к данным, полученным методом Релея-Ритца.

Таблица 2

Частоты собственных колебаний оболочки с высотой $H_l = 2$ м и $R = 2$ м			
Частота	Метод Релея – Ритца, Гц	Метод конечных элементов, Гц	Относительная погрешность
1	157,60	157,50	0,00063
2			
3	160,54	159,34	0,00747
4			
5	164,04	162,67	0,00835
6			
7	168,22	167,43	0,00470
8			
9	173,30	173,58	0,00162
10			

На рис 3а представлена форма колебаний всего параболоида $\tilde{w}(\theta, \varphi)$, соответствующая первой частоте, а на рис. 3б показана форма колебаний вдоль меридианы. Эта форма имеет 13 узлов в окружном направлении и 8 узлов в направлении меридианы. Формы колебаний $\tilde{w}(\theta, \varphi)$, соответствующие второй, третьей и четвертой частотам также имеют 8 узлов в направлении меридианы, при этом число узлов в окружном направлении уменьшается от 12 до 10 соответственно.

а



б

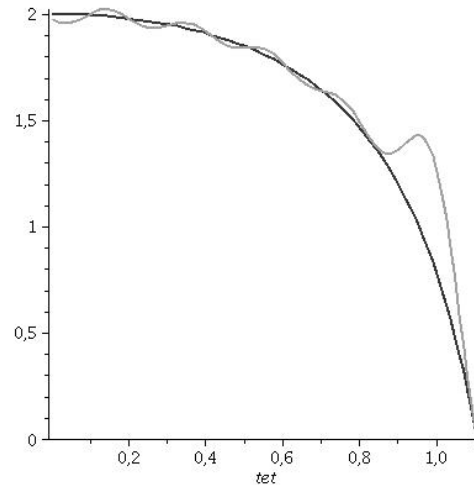
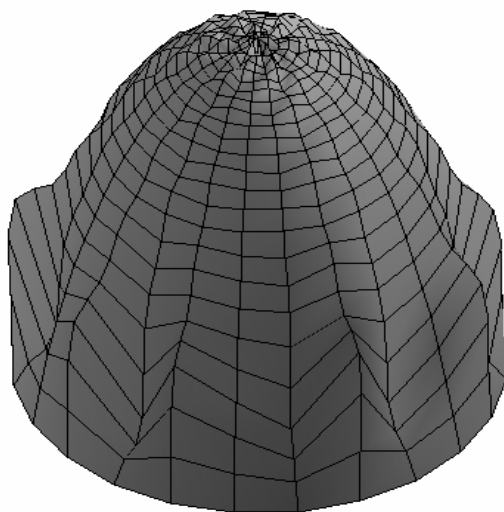


Рис. 3. Форма колебаний $\tilde{w}(\theta, \varphi)$ параболоида с высотой $H_l = 2$ м, соответствующая первой частоте.

На рис. 4а представлена форма колебаний всего параболоида $\tilde{w}(\theta, \varphi)$, соответствующая пятой частоте колебаний, а на рис. 4б показана эта форма колебаний вдоль меридианы. Эта форма имеет 9 узлов в окружном направлении и 7 узлов в направлении меридианы. Характерно, что для первых пяти частот количество узлов в окружном направлении уменьшается с увеличением частоты.

а



б

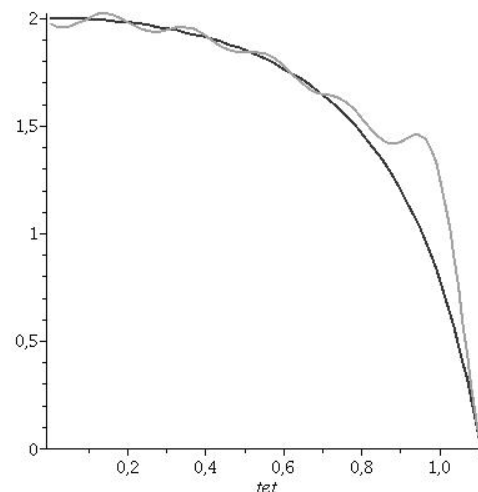


Рис. 4. Форма колебаний $\tilde{w}(\theta, \varphi)$ параболоида с высотой $H_l = 2$ м, соответствующая пятой частоте.

На рисунке 5 представлены линии уровня первой и пятой форм колебаний $\tilde{w}(\theta, \varphi)$. Из этого рисунка видно, что около заделанной части параболоида наблюдается волнообразование в окружном направлении с большим числом узлов, а сверху параболоида узлов колебаний в окружном направлении нет. Характерной особенностью всех форм является тот факт, что интенсивность колебаний вершины параболоида значительно меньше, чем интенсивность колебаний ее нижней части. Это является существенным отличием по сравнению с формами колебаний у сферы с $R = 2$ м.

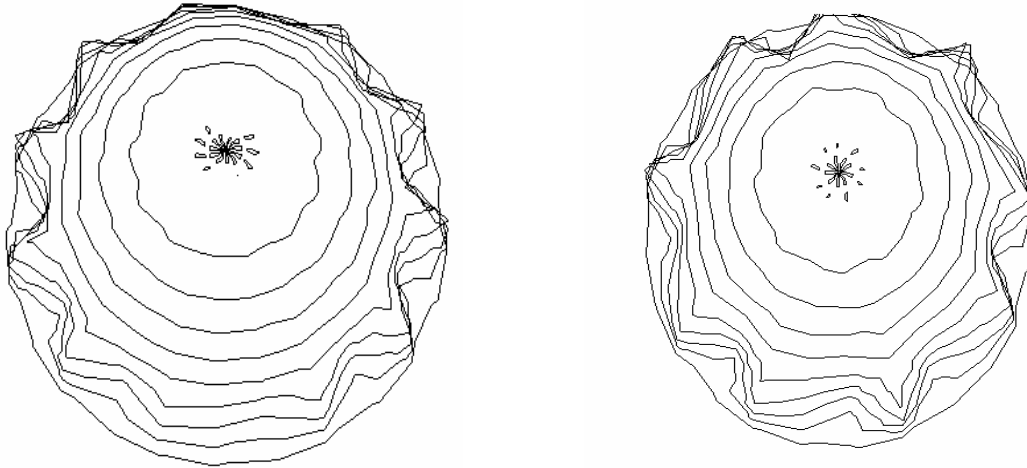


Рис. 5. Линии уровня первой и пятой форм колебаний.

Сравним собственные частоты колебаний для параболоидов различной высоты. Результаты анализа первых пяти собственных частот представлены в таблице 3. В этой таблице представлены результаты расчетов, полученные методом Релея - Ритца и методом конечных элементов. Подчеркнем, что при последовательном увеличении высоты параболоида собственные частоты колебаний падают. Для параболоида высотой 3 м наблюдается достаточно хорошее совпадение результатов, полученных двумя методами. Относительная погрешность вычислений не превышает 1%. На рис. 6 показаны эти собственные частоты колебаний в зависимости от номера собственной частоты.

Таблица 3

Частоты собственных колебаний параболоидов

Частота, Гц		$p1$		$p2$		$p3$		$p4$		$p5$	
$H, \text{м}$	H/R	МКЭ	МРР	МКЭ	МРР	МКЭ	МРР	МКЭ	МРР	МКЭ	МРР
2	1	157,5	157,6	159,3	160,5	162,7	164,0	167,4	168,2	173,6	173,3
3	1,5	105,0	105,1	105,7	106,0	106,1	107,3	108,6	108,4	108,9	109,9
4	2	75,7	86,3	76,0	86,5	77,4	86,8	78,5	87,0	80,9	87,4

При увеличении высоты параболоида до $H/R = 2$ наблюдается существенное отличие между частотами, полученными разными методами (рис.7). Как показали численные расчеты, при дальнейшем увеличении высоты параболоида точность собственных частот, полученных методом Релея-Ритца, сильно снижается.

Дело в том, что базисные функции (11), аппроксимирующие формы колебаний, хорошо описывают колебания только низких параболоидов, в которых $0 < \theta < 0,4\pi$.

Поскольку при $\theta = 0,5\pi$ радиус кривизны меридиана стремится к бесконечности, то его значения при $\theta \geq 0,4\pi$ быстро растут, при этом точность численного интегрирования падает. Для более высоких параболоидов необходимо использовать базисные функции отличные от (11). К сожалению, применение в качестве базисных функций полиномов или тригонометрических функций не дало положительных результатов. Нам не удалось найти базисных функций, которые хорошо аппроксимируют собственные формы колебаний высоких параболоидов. Для расчетов колебаний высоких параболоидов можно рекомендовать метод конечных элементов.

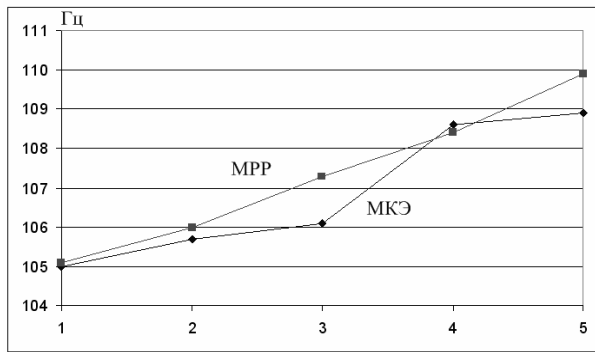


Рис.6. Собственные частоты параболоида высотой $H_2 = 3$ м

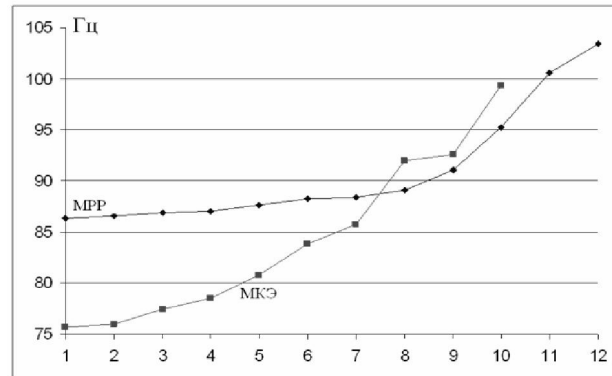


Рис.7. Собственные частоты параболоида высотой $H_3 = 4$ м

Выводы. В работе предложен метод расчета собственных частот и форм колебаний обтекателей ракетополетов, основанный на использовании метода Релея-Ритца. Как показало сравнение результатов, полученных этим методом, с методом конечных элементов, для низких обтекателей данные двух методов близки. Для высоких параболоидов предложенный метод дает неверные результаты. К сожалению, нам не удалось найти базисные функции, аппроксимирующие собственные формы колебаний высоких параболоидов. Поэтому для расчета высоких параболоидов можно рекомендовать использование метода конечных элементов.

Около заделанной части параболоида наблюдается волнообразование в окружном направлении с большим числом узлов, а сверху параболоида узлов колебаний в окружном направлении нет. Характерной особенностью всех форм является тот факт, что интенсивность колебаний вершины параболоида значительно меньше, чем интенсивность колебаний ее нижней части.

Отметим, что при последовательном увеличении высот параболоидов их собственные частоты колебаний падают.

Работа выполнена при поддержке Целевой комплексной программы НАН Украины по космическим исследованиям на 2012-2016 гг.

Литература: 1. Шевцов Е.И. Проектно конструкторские аспекты обеспечения безопасности на этапе разработки ракеты-носителя / Е.И. Шевцов // Космические технологии: настоящее и будущее. – Днепропетровск. – 2013. – С. 25. 2. Аврамов К.В. Нестационарные изгибно-изгибно-продольные колебания ракетополетов с космическим аппаратом / К.В. Аврамов, В.А. Пирог, В.М. Федоров, Т.М. Пересадыко, Н. В. Ширяева // Проблемы машиностроения. – 2011. – №5. – С. 35-48. 3. Chernobryvko M.V. Free Vibrations of Rockets Deflectors / M.V. Chernobryvko, K.V. Avramov, T.J. Batutina, A.M. Tonkonogenko // Proceedings of the 4th

International Conference on Nonlinear Dynamics. – June 19-22, 2013. – Sevastopol, Ukraine. – P 231-234. 4. Григолюк Э.И. Устойчивость оболочек / Э.И. Григолюк, В.В. Кабанов. – М: Наука, 1978. – 344 с. 5. Биргер И.А. Прочность. Устойчивость. Колебания. / И.А. Биргер, Я.Г. Пановко. – Справочник в трех томах. Том 1– М: Машиноведение, 1968. – 728 с. 6. Чернобрывко М.В. Собственные колебания обтекателей ракет-носителей / М.В. Чернобрывко, К.В. Аврамов, В.Н. Романенко, А.М. Тонконоженко, Т.Я. Батутина // Вісник СевНТУ. – 2013. – Вип. 137: Механіка, енергетика, екологія. – С. 15-18.

Bibliography (transliterated): 1. Shevcov E.I. Proektno konstruktorskie aspekty obespechenija bezopasnosti na jetape razrabotki rakety-nositelja / E.I. Shevcov // Kosmicheskie tehnologii: nastojashhee i budushhee. Dnepropetrovsk. – 2013. – S. 25. 2. Avramov K.V. Nestacionarnye izgibno-izgibno-prodol'nye kolebanija raketonositelja s kosmicheskim apparatom / K.V. Avramov, V.A. Pirog, V.M. Fedorov, T.M. Peresad'ko, N. V. Shirjaeva // Problemy mashinostroenija. – 2011. – #5. – S. 35-48. 3. Chernobryvko M.V. Free Vibrations of Rockets Deflectors / M.V. Chernobryvko, K.V. Avramov, T.J. Batutina, A.M. Tonkonogenko // Proceedings of the 4th International Conference on Nonlinear Dynamics. – June 19-22, 2013. – Sevastopol, Ukraine. – R 231-234. 4. Grigoljuk Je.I. Ustojchivost' obolochek / Je.I. Grigoljuk, V.V. Kabanov. – М: Nauka, 1978. – 344 s. 5. Birger I.A. Prochnost'. Ustojchivost'. Kolebanija. / I.A. Birger, Ja.G. Panovko. – Spravochnik v treh tomah. Tom 1– М: Mashinovedenie, 1968. – 728 s. 6. Chernobryvko M.V. Sobstvennye kolebanija obtekatel'ej raket-nositelej / M.V. Chernobryvko, K.V. Avramov, V.N. Romanenko, A.M. Tonkonozhenko, T.Ja. Batutina // Visnik SevNTU. – 2013. – Vip. 137: Mehanika, energetika, ekologija. – S. 15-18.

Чернобрывко М.В., Аврамов К.В., Романенко В.Н., Кочуров Р.Є., Батутина Т.Я.

ВЛАСНІ КОЛИВАННЯ ПАРАБОЛІЧНИХ ОБТІЧНИКІВ РАКЕТ-НОСІЇВ

У роботі розглядається модель вільних коливань параболічних обтічників ракет-носіїв, які моделюються тонкими оболонками. Для дослідження коливань конструкції виводиться кінетична і потенційна енергії параболічної оболонки. Для дослідження коливань застосовується метод Релея - Рітца. Результати чисельних досліджень порівнюються з даними, отриманими за допомогою програмного комплексу ANSYS

Чернобрывко М.В. Аврамов К.В., Романенко В.Н., Кочуров Р.Е., Батутина Т.Я

СОБСТВЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ ПАРАБОЛИЧЕСКИХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

В работе рассматривается модель свободных колебаний параболических обтекателей ракет-носителей, которые моделируются тонкими оболочками. Для исследования колебаний конструкции выводится кинетическая и потенциальная энергии параболической оболочки. Для исследования колебаний применяется метод Релея- Ритца. Результаты численных исследований сравниваются с данными, рассчитанными с помощью программного комплекса ANSYS.

Chernobryvko M.V., Avramov K.V., Romanenko V.N., Cochurov R. E., Batutina T.Y.

FREE VIBRATIONS OF ROCKETS PARABOLIC DEFLECTORS

Mathematical model of the free vibrations of rockets parabolic deflections, which are described by thin shells, are considered. Kinetic and potential energies of the structure are derived to analyze free vibrations. The Rayleigh- Ritz method is used to analyze vibrations. The results are compared with results calculated software ANSYS.

ТРАНСПОРТНЕ МАШИНОБУДУВАННЯ

УДК 621.384.3

Глебов В.В., канд. техн. наук; Гордиенко В.И., канд. техн. наук

О РЕШЕНИИ ПРОБЛЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ АТАКИ ПРОТИВОТАНКОВЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ

Постановка проблемы. С целью повышения защищённости основных боевых танков (ОБТ) были разработаны и получили широкое распространение информационные системы, предназначенные для обнаружения средств наведения оружия и боеприпасов. Большинство таких систем обеспечивают обнаружение только лазерного излучения, направленного на объект защиты, с целью измерения дальности или подсветки цели.

Появление противотанковых управляемых ракет (ПТУР) с головками самонаведения (ГСН), работающими в пассивном режиме, или управляемых по волоконно-оптическим линиям связи активизировало работы по снижению заметности объектов бронетанковой техники (БТТ), но это недостаточно для эффективной защиты от такого типа оружия. Контроль окружающего пространства, раннее получение информации о потенциальной опасности, до того как она превратится в реальную угрозу, позволит в дополнение к средствам маскировки принять адекватные меры противодействия.

Анализ последних достижений и публикаций. С развитием инфракрасных (ИК) технологий после 2-й мировой войны, приборы, сигнализирующие об излучающих тепло целях в воздухе и на земле, на воде и под водой, и их координатах, стали широко применяться в авиации [1]. Важным изобретением стала ИК система FLIR (Forward Looking Infra Red), позволяющая летчику наблюдать за окружающими объектами в условиях ограниченной видимости.

В это же время начались исследования по созданию систем наведения оружия, основанных на ИК излучении цели. Такие системы имеют ряд преимуществ:

- при работе не выдают своего присутствия;
- обладают высокой точностью наведения;
- невосприимчивы к средствам радиоэлектронного подавления.

Первая пассивная ИК система наведения была создана и установлена в 1950 г. на управляемые ракеты (УР) класса "воздух-воздух" AIM-9 Sidewinder, затем на AIM-4 Falcon (США), Firestreak (Великобритания) и др. ИК головками самонаведения оснащены российские ракеты этого класса Р-73Э (Р-73ЭЛ) (рис. 1).



Рис. 1. Ракета малой дальности Р-73Э.

Управляемые ракеты для поражения воздушных объектов совершенствуются и в 70-е годы создаются переносные зенитные ракетные комплексы (ПЗРК) [2]. Принятие эффективных мер противодействия против них зависит от своевременного получения информации о приближении ракеты к защищаемому объекту.

© В.В. Глебов, 2013

В 80-е годы для обнаружения атак ПЗРК типа "Стрела", SA-7 и Stinger разработаны бортовые системы предупреждения AN/AAR-44 (компания BAЕ Systems (США)), AN/AAR-44А (компания Raytheon (США)). Они были громоздкими и устанавливались только на вертолеты и военно-транспортные самолеты. Системы МАК/LO-82 (компания "Росвооружение" (Россия)), MIMS 2000 (компания Northrop Grumman (США)) и другие разработаны уже для боевых самолётов типа "Су", Tornado, Harrier. ИК датчики систем обнаруживают тепловое излучение не только факела ракеты (во время пуска или на активном участке полета), но и нагретого за счёт трения в атмосфере корпуса.

В системе предупреждения следующего поколения DAIRS для истребителя (программа Joint Strike Fighter) предполагается использовать конформные ИК датчики с высоким разрешением и мгновенным сферическим полем зрения. Разрабатываются высокочувствительные ИК датчики широкого спектрального диапазона (от 3 до 20 мкм) с фотоприёмными устройствами (ФПУ) на основе решеток с квантовыми ямами QWIP.

Для обнаружения пуска УР класса "воздух-воздух" и ПЗРК также используется излучение следов сгорания топлива при работе двигателей в ультрафиолетовой (УФ) части спектра. УФ датчики применены в системах AN/AAR-54 (Northrop Grumman) - четыре датчика с полем обзора 120° каждый, и AN/AAR-57 (компания Sanders (США)) [3]. Фирма EADS (Германия) на базе датчиков УФ излучения разработала систему обнаружения пуска ракет MILDS AN/AAR-60 (рис. 2) [4].



Рис. 2. Система MILDS на вертолете NH-90.

Компания Northrop Grumman проводит работы по созданию инфракрасной обзорной системы для истребителя F-35 [5]. Комплект датчиков AN/AAQ-37 обеспечит системе поле зрения 360° и позволит пилоту не только управлять самолетом ночью и в плохих погодных условиях, но и обнаруживать с любых ракурсов различные цели, включая баллистические и зенитные ракеты, огонь зенитной артиллерии, пилотируемые и беспилотные летательные аппараты. Стендовые испытания показали возможность системы обнаруживать танки по вспышке выстрела из пушки и осуществлять их захват.

Таким образом, получение информации о пуске УР широко используется в авиации [2]. В существующих и разрабатываемых бортовых системах предупреждения применяются пассивные электронно-оптические датчики, использующие один или несколько участков УФ части спектра, средне- и/или длинноволновые участки ИК диапазона.

С целью повышения защищённости объектов БТТ в настоящее время создаются системы защиты, в которых предусматривается раннее обнаружения пуска ПТУР с воздушных, наземных носителей или управляемых по волоконно-оптическим линиям. Для этого используются датчики УФ излучения, разработанные для бортовых авиационных систем предупреждения.

Модификация системы MILDS - P-MILDS (рис. 3) включена в состав разрабатываемой многофункциональной системы защиты объектов БТТ MUSS для обнаружения в пассивном режиме пуска или приближения ракет с угловой разрешаю-

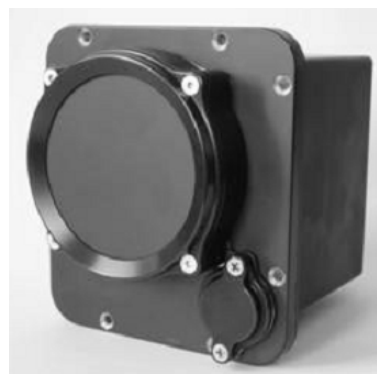


Рис. 3. УФ датчик системы P-MILDS

шей способностью $\pm 2,5^\circ$ [6].

Фирмой GIAT (Франция), для установки на танки и другие боевые бронированные машины (ББМ), разрабатывается комплект КВСМ (основной комплект мер противодействия) [7]. Для обнаружения ультрафиолетового излучения ракетных двигателей ПТУР предполагается использовать приборы MAW-200 и MAW-300, разработанные для авиации шведской фирмы SAAB.

ИК датчики находят применение в системах противодействия и активной защиты БТТ в качестве одного из каналов обнаружения подлетающих боеприпасов, но, как правило, дальность их действия невелика [8].

В активной системе защиты от противотанкового управляемого оружия ARPAM (фирма TAAS - Israel Industries (Израиль)) для раннего предупреждения совместно с индикаторами лазерного облучения LWS-2 предполагается использование пассивной электронно-оптической системы Piano [9]. При расположении датчиков вокруг башни, она может сканировать 360° по горизонту, обнаруживать подлетающие ракеты и определять направление атаки.

Компания United Defense (США) работает над системой противодействия в ближней зоне для уничтожения противотанковых реактивных гранат, в которой используется микроболометрическая приёмная тепловизионная камера обнаружения пуска реактивных противотанковых гранат [10].

Активная система обороны от боеголовок SPATEM создана фирмой GIAT (Франция) для танка Leclerc. Обнаружение приближающихся угроз обеспечивается инфракрасными и электромагнитными датчиками на дистанции около 50 м.

Шведской фирмой Bofors разрабатывается активная защита для боевых бронированных машин (ББМ), кораблей и других подобных целей, включающая ИК, лазерную или радиолокационную системы обнаружения подлетающих боеприпасов.

Система наземной электронной обороны LEDS 150 (фирм Saab (Швеция) и Avitronics (ЮАР)) включает в себя комплект датчиков, выявляющих потенциальную угрозу. В его составе РЛС миллиметрового диапазона и тепловизионные датчики, объединённые в блок MCTS 150 (рис. 4). При установке 2-х блоков на бортах корпуса бронетранспортёра Piranha обеспечивается обзор по азимуту - 360° , по вертикали - $(-15...+45)^\circ$.



Рис. 4. Блок MCTS 150 на корпусе ББМ Piranha.

Целью статьи является анализ направлений решения проблемы обнаружения атаки ПТУР для повышения уровня защищённости объектов БТТ.

Основная часть. Проблема имеет два основных аспекта - обнаружение факта пуска/полёта ракеты и определение положения атакующего боеприпаса.

Обнаружение пуска/полёта ракеты. В настоящее время для получения информации в пассивном режиме о применении противником ПТУР с ГСН или управляемых по волоконно-оптическим линиям могут быть использованы два способа:

- обнаружение излучения следов сгорания топлива в ультрафиолетовом диапазоне спектра электромагнитных волн;
- обнаружение теплового излучения ракеты в инфракрасном диапазоне.

Использование ультрафиолетового диапазона. Для двигателей противотанковых

ракет используется топливо с добавлением специальных присадок, которое при сгорании оставляет характерный след в УФ диапазоне спектра. Это явление может быть использовано для обнаружения факта атаки и идентификации применения такого типа боеприпасов. Наиболее предпочтительным является коротковолновый участок или диапазон UVC с длиной волны $100\div 280$ нм. Это т.н. солнечно-слепой диапазон ("solar blind"). В нём отсутствует фоновое излучение, благодаря чему достигается высокая чувствительность приёмников излучения, принципы построения которых разнообразны [11].

Твердотельные фотоприёмники на основе широкозонных материалов представляют собой фоторезисторы, фотодиоды на $p-n$ основе переходов, $p-i-n$ структур и диодов Шоттки, полевых фототранзисторов с барьером Шоттки или на базе МДП-структур [12].

Фоторезисторы, созданные на основе слоев GaP:Cu, имеют высокий коэффициент усиления (рис. 5).



Рис. 5. Характеристика фоторезистора GaP:Cu.

Перспективными считаются фоторезисторы на основе нитрида галлия, нитрида алюминия и твердых растворов $Al_xGa_{1-x}N$ [13]. Варьируя соотношением Al/Ga в твердом растворе, можно получать датчики с различной спектральной чувствительностью в широком диапазоне спектра от 3,4 эВ (GaN) до 6,2 эВ (AlN).

Разработана технология изготовления датчиков коротковолнового УФ излучения на базе композиции AlN- Al_2O_3 , которая обеспечивает высокую спектральную чувствительность в диапазоне $180\div 280$ нм (рис. 6). В этом случае не требуется нанесения защитных слоев, которые имеют негативное влияние.

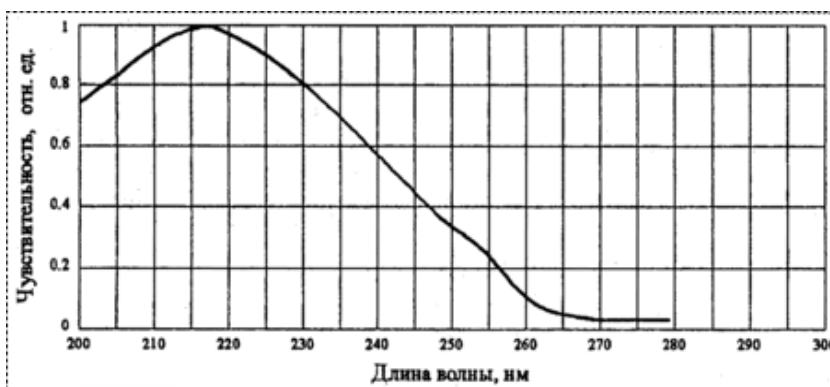


Рис. 6. Спектральная чувствительность датчика на основе AlN- Al_2O_3 .

Фоторезисторы на основе природных и синтетических монокристаллов алмаза обладают оптимальным сочетанием большой ширины запрещенной зоны, высокой теплопроводности и химической стойкости. Освоена технология изготовления УФ фоторезисторов на природном алмазе для спектрального диапазона $190\div 300$ нм.

Фотодиоды имеют спектральную характеристику подобную фоторезисторам, но являются более быстродействующими.

Применение фотоприёмников на основе GaP обеспечивает селективное детектирование. Фотодиоды с барьером Шоттки на основе GaP чувствительны в диапазоне $200\div 500$ нм (рис. 7). Линейная зависимость фототока от падающего излучения сохраняется в широком диапазоне, фоточувствительность с повышением температуры изменяется слабо.

Для регистрации УФ излучения используются полевые фототранзисторы, в основе функционирования которых лежит изменение проводимости в зависимости от освещенности [14]. Фототранзисторы на основе МДП структур и барьера Шоттки обла-

дают чувствительностью, обеспечивающей высокое быстродействие (рис. 8).

Интегральные УФ датчики представляют собой микросхемы, изготовленные по технологии SOI-CMOS (Silicon-On-Insulator Complementary Metal Oxide Semiconductor). Вместо обычной кремниевой используется подложка с интегрированным слоем диэлектрика, за счет чего удастся понизить напряжение питания и токи утечки. В состав прибора входит приемный элемент и аналоговые выходные цепи, сформированные на одном кристалле. Это позволяет уменьшить количество компонентов, стоимость и габариты устройств.

УФ приёмники обеспечивают детектирование излучения без специального охлаждения; имеют высокую чувствительность, линейную зависимость выходного тока от уровня излучения, малые шумы, низкое энергопотребление; обладают компактностью, прочностью, долгим сроком службы, простотой в обслуживании; интегрируются с вычислительной техникой. С другой стороны, имеют место значительная инерционность, температурная и временная нестабильность характеристик. Большинство приёмников предназначены для регистрации или "жесткого" УФ излучения космических объектов, или имеют небольшую дальность действия и используются в спектрофотометрии, калориметрии, охранно-пожарных системах, для проведения медико-биологические исследований.

Использование инфракрасного диапазона. Наличие факела работающего двигателя в момент пуска и на участке разгона - основной демаскирующий признак, по которому может быть осуществлён процесс выделения ПТУР на окружающем фоне. При общей длине факела до 4÷5 м, его часть с максимальной силой излучения составляет 2÷3 м. Поперечный размер факела 0,6÷1,2 м. Температура в зоне догорания ≈ 2700 К.

Коротковолновая область ИК диапазона спектра (0,7÷1,6 мкм) может быть использована для обнаружения горячих выхлопных газов и двигателя ракеты; длинноволновая область (8÷14 мкм) – для обнаружения излучения относительно "холодных" ведущих кромок ракеты, летящей с дозвуковой скоростью; средневолновая (3÷5 мкм) – для идентификации атакующего боеприпаса.

Теоретические аспекты обнаружения (выделения) объекта на окружающем фоне в ИК диапазоне достаточно изучены [15, 16]. Разработаны фотоприёмники на основе пленочных (PbS, PbSe и др.) и монокристаллических (In, Sb, HgCdTe) фоторезисторов [17].

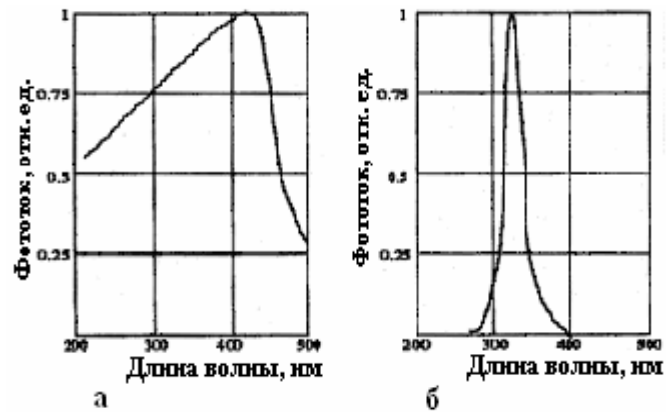


Рис. 7. Спектральные характеристики фотоприемников на основе барьера Шоттки с GaP: а – широкополосного; б – селективного.

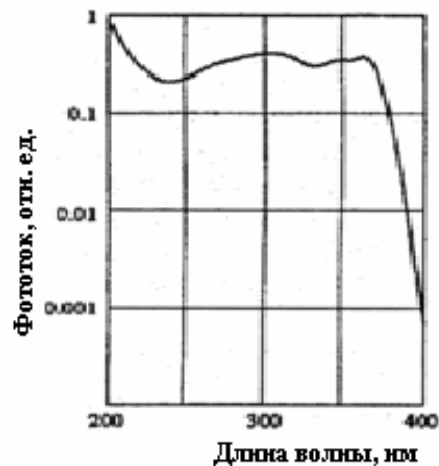


Рис. 8. Спектральная характеристика транзистора с барьером Шоттки на основе AlGaIn/GaN.

Относительные спектральные чувствительности ряда из них представлены на рис. 9. Простота конструкции обуславливает узкий диапазон линейности их световой характеристики, сильную зависимость параметров от температуры и инерционность. Постоянная времени для различных материалов - от десятков микросекунд до десятков миллисекунд.

Анализ публикаций показывает, что не охлаждаемые матричные ФПУ по параметрам обнаружения теплового излучения приближаются, а в некоторых случаях и превосходя охлаждаемые приёмники аналогичного назначения [18, 19], имея при этом меньшие габариты, массу, энергопотребление. Их температурная чувствительность достигает 0,05 К. Так, ФПУ, разработанное с применением технологии микромеханических преобразователей (ММП) на основе ZnSe и SiO₂ обеспечивает поглощение излучения в полосе 8÷14 мкм при температуре окружающей среды без криостатирования [20]. При использовании оптики с $f/1$ чувствительность - 0,15 К/Гц, время срабатывания - менее 30 мс.

Решением проблемы может быть использование многодиапазонных фотоприёмников, охватывающих диапазоны 1÷3 мкм, 3÷5 мкм и 8÷14 мкм (рис. 10) [18, 21]. Технология "сендвич"-структур с использованием кремния, германия, сульфида или селенида свинца, антимонида индия, тройных соединений кадмий-ртуть-теллур или свинец-олово-теллур позволяет в двух и более спектральных диапазонах контролировать окружающую обстановку в различных погодных условиях, при задымлении наблюдаемого пространства и воздействии активных контрмер (помех), применяемых противником.

Определение положения атакующего боеприпаса. Для принятия адекватных мер противодействия необходимо не только обнаружить факт пуска ПТУР, но и определить направление атаки с учётом сложной фоновой обстановки и тактики применения:

- как правило, пересечённая местность с наличием растительности (кустарник, деревья);
- маскировка наземных пусковых установок ПТУР в местах перехода "лес-поле" (рис. 11), атака авиационных ПТУР с максимальной дальности и предельно малых высот на фоне пригоризонтных естественных образований.

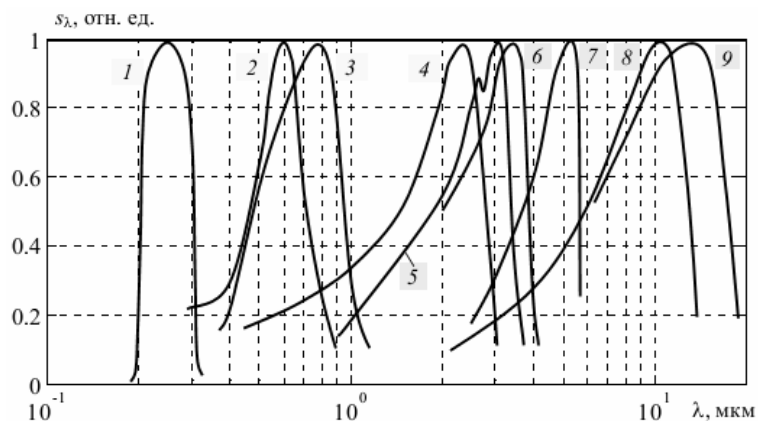


Рис. 9. Спектральные чувствительности фоторезисторов на основе: 1, 2 - сульфида кадмия (СФ2-18 и ФСК1); 3 - селенида кадмия (ФСД-1); 4, 5 - сульфида свинца (ФСА-1, 5 и ФСА-18АА, охл.); 6 - селенида свинца (СФ4-1В); 7 - антимонида индия (ФРО-146, охл.); 8 - германия, легированного ртутью (ФСГ-28РТА, охл.); 9 - CdHgTe (ФРО-Х1-142, охл.).

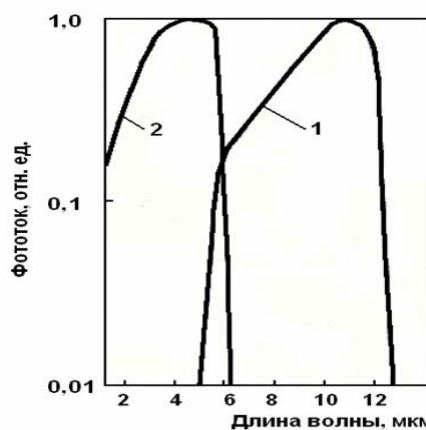


Рис. 10. Характеристики двухдиапазонного приёмника: 1-PbSnTe, 2 - InSb.

Задача обнаружения/селекции и определения положения атакующего боеприпаса, как малоразмерного объекта, на пространственно-неопределённом фоне может быть решена с помощью теории обработки информации в оптико-электронных системах пеленгации [22].

При пеленгации подвижного объекта существенным является изменение его поля энергетической яркости во времени. Первичная задача системы пеленгации состоит в обнаружении/селекции излучающего объекта (установлении факта присутствия в поле зрения), после чего возможно измерение его положения и скорости перемещения.

Для обеспечения селекции малоразмерный объект представляется в виде модели "точечного" источника излучения с распределением энергетической яркости в виде пространственных импульсов. Математическое выражение пространственного импульса описывается двумерной δ -функцией:

$$\left. \begin{aligned} b(\vec{r}) &= J_c \delta(\vec{r} - \vec{r}_0) \\ \delta(\vec{r}) &= \begin{cases} \infty, & \vec{r} = 0 \\ 0, & \vec{r} \neq 0 \end{cases} \end{aligned} \right\}, \quad (1)$$

где $\vec{r}_0$ - радиус-вектор центра идеального изображения точечного источника в фокальной плоскости объектива; $\vec{r}$ - текущее значение радиус-вектора, J_c - энергетическая сила света (интегральная по площади излучателя).

При равномерном распределении энергетической силы света

$$b(\vec{r}) = \begin{cases} b_c & \text{при } \vec{r} \in \mathcal{E}_c \\ 0 & \text{при } \vec{r} \notin \mathcal{E}_c \end{cases}, \quad (2)$$

где $\mathcal{E}_c$ - область, лежащая внутри контура объекта.

Модель объекта как "точечного" источника излучения круглой формы с радиусом r_c может быть представлена в виде выражения

$$b(\vec{r}) = \begin{cases} b_c & \text{при } |\vec{r}| \leq r_c \\ 0_c & \text{при } |\vec{r}| \geq r_c \end{cases}, \quad (3)$$

Модель случайного фона со скачкообразным изменением яркостного поля b , приведенная ниже, обеспечивает достаточно простую оценку размерной селекции, но обладает регулярностью структуры, т.к. основана на статистическом подходе.

$$\left. \begin{aligned} \sigma_b^2 &= \frac{(b_1 - b_2)^2}{4} \\ x_\phi &= \frac{1}{2\sqrt{2g_x}} \\ y_\phi &= \frac{1}{2\sqrt{2g_y}} \end{aligned} \right\}, \quad (4)$$

где σ_b^2 - дисперсия неоднородностей фона.

Применение теории Марковских процессов позволяет построить модель случайного процесса, обладающего свойством независимости энергетической яркости в дан-



Рис. 11. Пуск ПТУР Javelin с ИК ГСН.

ной точке от её значений в ближайшей окрестности (вероятность $0 \leq p_y \leq 1$). При этом закон распределения макроструктуры фона будет иметь вид:

$$W(N) = (1 - \frac{B_o}{10}) \cdot \delta \cdot (N - \bar{N}_p) + \frac{B}{10} \sum_{k=0}^{N_m} \delta[(N - N_{on}) - k] \frac{(\sigma_{np}^2)^{(N - N_{on})}}{(N - N_{on})} \exp(\sigma_{np}^2), \quad (5)$$

здесь $N = b/\Delta b$ - дискретное значение яркости фона, отнесённое к интервалу квантования Δb ; k - целое число при этом $N - N_{on} \geq 0$, где N_{on} - смещение математического ожидания неоднородной компоненты относительно среднего значения; B - бальность облачности. N ограничиваются N_m , соответствующей малым величинам вероятности $-W(N_m) \leq 0,005$.

Объект поиска на больших дистанциях имеет малый угловой размер и если флуктуациями фона на затенённой им площади и фона пренебречь, то учёт неаддитивности фона может быть сведен к использованию в качестве полезного сигнала величины среднего контраста b_0 объекта на фоне. Тогда

$$b(\bar{r}) \approx b_o(\bar{r}) + b_\phi(\bar{r}), \quad (6)$$

В случае изотропного фона при нормальном законе распределения сигнал/фон характеристика оптимального линейного пространственного фильтра (ОПФ) с селекцией типа кубической гиперболы может быть представлена в виде

$$q = \frac{1}{4} \frac{b_o^2}{\sigma_b^2} \frac{r_c^2}{r_\phi^2} \int_0^\infty (1 + \omega_r^2 r_\phi^2)^{3/2} \exp(-\frac{\omega_r^2 r_c^2}{2}) \omega_r d\omega_r, \quad (7)$$

где $k_\phi = r_\phi/r_c$ - относительный радиус корреляции фона; σ_b^2 - дисперсия неоднородностей фона; ω_r - модуль вектора пространственной частоты.

Решение проблемы определения положения объекта может быть оптимальным при базировании на тех же предпосылках, что и при решении проблемы обнаружения/селекции. Для этого используются т.н. "прямой" и "косвенный" методы получения координат.

"Прямой" метод соответствует принципу действия широкопольных обзорно-поисковых систем. Для обеспечения требуемых характеристик по всему полю обзора необходимо создавать сплошную двумерную мозаику ОПФ с бесконечно мелкой структурой, что физически трудноосуществимо

Контроль окружающего пространства можно осуществлять последовательным просмотром (поиск, сканирование) с помощью систем пеленгации, как правило, с узким полем зрения. Изображение предметов формируется в фокальной плоскости. В этом случае вместо координат x , y , z можно рассматривать угловые координаты α и δ или соответствующие им линейные координаты идеального изображения в фокальной плоскости x_0 и y_0 ($x_0 \approx \alpha f$; $y_0 \approx \beta f$, где f - фокусное расстояние объектива). Тогда $T(U)$ - функционал ортогонального разложения двумерного процесса, зависящего от характеристик входного сигнала, представляется в виде

$$T[U(x_0, y_0)] = \int_a^b \int_c^d U(x, y) h(x - x_0, y - y_0) dx dy, \quad (8)$$

где $h(x_0 - x_1; y_0 - y_1)$ - весовая функция ОПФ обнаружения сигнала; x_0, y_0 - положение полезного сигнала относительно начала координат.

В указанных системах определение положения объекта излучения производится "косвенным" методом получения координат. При этом функция правдоподобия $T(x_0, y_0)$ может быть воспроизведена с требуемой точностью. Разложив выражение (9) в ряд Тейлора в окрестности точки x_0, y_0 и решая полученную систему уравнений относительно составляющих рассогласования Δx и Δy , получим

$$\left. \begin{aligned} \Delta x = x_{0\phi} - x_{0m} &\approx \frac{\frac{dT}{dx_0} \frac{d^2T}{dy_0} - \frac{dT}{dy_0} \frac{d^2T}{dx_0 dy_0}}{\frac{d^2T}{dx_0^2} \frac{d^2T}{dy_0^2} - \left[\frac{d^2T}{dx_0 dy_0} \right]^2} \begin{vmatrix} x_{0\phi} \\ y_{0\phi} \end{vmatrix} \\ \Delta y = y_{0\phi} - y_{0m} &\approx \frac{\frac{dT}{dy_0} \frac{d^2T}{dx_0} - \frac{dT}{dx_0} \frac{d^2T}{dx_0 dy_0}}{\frac{d^2T}{dx_0^2} \frac{d^2T}{dy_0^2} - \left[\frac{d^2T}{dx_0 dy_0} \right]^2} \begin{vmatrix} x_{0\phi} \\ y_{0\phi} \end{vmatrix} \end{aligned} \right\}. \quad (9)$$

Математические ожидания составляющих рассогласования совпадают с истинными значениями соответствующих отклонений

$$M(\Delta x) = x_{0\phi} - M(x_{0m}) = x_{0\phi} - x_{0m}, \quad (10)$$

Аналогично для Δy .

Дисперсия ошибки не отличается от ошибки измерения координат "прямым" методом [23]:

$$\sigma^2 = \frac{1}{(2\pi)^2} \left[\int_{\mathfrak{A}_{\bar{\omega}}} \frac{|B(\bar{\omega})|^2}{G_b(\bar{\omega})} |\bar{\omega}|^2 d\mathfrak{A}_{\bar{\omega}} \right]^{-1}, \quad (11)$$

где $B(\bar{\omega})$ и $G_b(\bar{\omega})$ - пространственный спектр объекта и фона соответственно; $|\bar{\omega}|$ - модуль вектора пространственной частоты.

Полученные соотношения подтверждают, что данный метод также является эффективным, обеспечивающим минимальное рассеивание при измерении координат.

Соблюдение условия надёжного наблюдения в следящих устройствах с узким полем зрения обеспечивается текущей подстройкой нуля дискриминационной характеристики за счёт обратной связи.

В настоящее время разработаны алгоритмы оптимальной обработки сигналов при пеленгации малоразмерных воздушных и космических целей [24], которые могут быть основой синтеза системы пеленгации малоразмерных целей на пространственно-неопределённых фонах, которыми являются пересечённая местность и пригоризонтные образования.

Учитывая вышеизложенное, одним из направлений решения проблемы обнаружения атаки ПТУР является создание оптико-электронной системы пеленгации (ОЭСП) с узким полем зрения в качестве средства, которое обеспечило бы обнаружение и определение положения атакующего боеприпаса, с последующей интеграцией её в комплекс защиты объекта БТТ. Вариант обобщённой структурной схемы ОЭСП для объекта БТТ представлен на рис. 12.

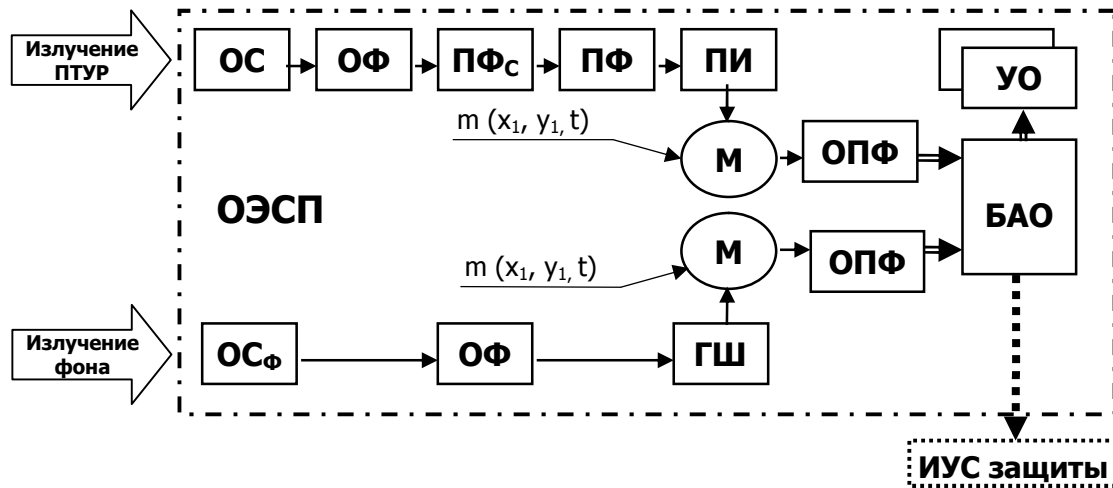


Рис. 12. Вариант обобщённой структурной схемы ОЭСП: ОС – оптическая система; ОФ – оптический фильтр; ПФс – пространственный фильтр смаза изображения; ПФ – пространственный фильтр; ПИ – приемник излучения; М – модулятор; ОСф – оптическая система преобразования фонового сигнала; ГШ – генератор шума; ОПФ – оптимальный фильтр; БАО – блок анализа, обработки информации; УО – устройства отображения информации (аудиосистема, видеомониторы); ИУС защиты – информационно-управляющая система.

Следует учесть, что эффективность работы ОЭСП будет определяться качеством развязки её оптической оси от колебаний корпуса защищаемого объекта. Наибольшее влияние могут оказать возмущения с частотами от единиц до нескольких десятков Гц. Отношение сигнал/помеха q_ϕ при периодическом колебании оптической оси можно представить в виде

$$q_\phi = \frac{E_{\max}(\Delta\lambda) \cdot K_n \left(1 + \frac{ak_x}{\delta} \cdot \sin 2\pi f t\right)}{\Delta B \frac{ak_x b}{(F_0)^2}}, \quad (12)$$

где $E_{\max}(\Delta\lambda)$ – облученность входного окуляра от цели в диапазоне спектра $\Delta\lambda$; K_n – коэффициент положения, определяющий какая часть потока излучения от цели воспринимается элементарным полем зрения пеленгатора в зависимости от координат цели, принимается $K_n = 0,16 \dots 1$; ak_x – размах колебаний оптической оси; f – частота колебаний; ΔB – перепад энергетической яркости фона; F_0 – фокусное расстояние объектива; $ak_x \cdot b / (F_0)^2$ – величина элементарного поля зрения пеленгатора; δ – размер круга рассеяния.

При приближении размаха колебаний оптической оси ОЭСП к нулю, отношение сигнал/помеха всё более обуславливается внутренними шумами системы. Увеличение отношения может быть осуществлено формированием соответствующей амплитудно-частотной характеристики ОПФ в тракте селекции системы. Таким образом, необходимая для оптимальной работы ОЭСП величина q_ϕ определяется сочетанием требований к качеству стабилизации и параметрами спектральной, пространственной и частотной фильтрации.

Выводы. В результате анализа направлений решения проблемы обнаружения атаки ПТУР выявлено:

1. Для получения информации об окружающей обстановке в пассивном режиме могут быть использованы ультрафиолетовый и инфракрасный диапазоны спектра электромагнитных волн.

2. Основными демаскирующими признаками ПТУР являются:
 - следы сгорания ракетного топлива, оставляющие характерный след в УФ диапазоне спектра;
 - тепловое излучение горячих выхлопных газов и двигателя ракеты при запуске пуска и разгоне; ведущих кромок корпуса ракеты, нагреваемых в полёте.
3. Для обнаружения факта атаки и идентификации типа боеприпаса может быть использован участок УФ излучения с длиной волны 100÷280 нм. Приёмники, работающие в этом диапазоне, обеспечивают детектирование излучения с высокой чувствительностью без специального охлаждения, в то же время обладают инерционностью, температурной и временной нестабильностью характеристик.
4. Теоретические основы обнаружения (выделения) объекта на окружающем фоне в ИК диапазоне достаточно изучены. Параметры современных неохлаждаемых матричных ФПУ сопоставимы с характеристиками охлаждаемыми приёмниками аналогичного назначения. Перспективными являются многодиапазонные фотоприёмники, изготавливаемые по технологии "сендвич"-структур.
5. Для обнаружения и определения положения атакующего боеприпаса, как малоразмерного подвижного объекта на пространственно-неопределённом фоне, применимы положения теории обработки информации в оптико-электронных системах пеленгации.

Проведенные исследования показывают, что физические принципы, заложенные в оптико-электронных системах пеленгации с узким полем зрения позволяют произвести селекцию и определить положение ПТУР с использованием "косвенного" метода получения координат с достаточной точностью. Эффективность работы ОЭСП, установленной на подвижном объекте, определяется качеством стабилизации оптической оси системы.

Интеграция ОЭСП в информационно-управляющую систему защиты объекта обеспечит повышение его уровня защищённости не только за счёт индикации об атаке ПТУР, но и посредством использования средств противодействия: пассивных – постановка маскирующей завесы; активных – нарушение процесса наведения, подавление систем наведения.

Литература: 1. ИК средства [Электронный ресурс] / 2012. - Режим доступа к статье "Радиоэлектронная война" Марио де Арканжелис.htm. 2. Щербак Н. Противодействие зенитным управляемым ракетам с инфракрасным наведением / Н. Щербак // ЭЛЕКТРОНИКА: наука, технология, бизнес. – 2000. - № 5. – С. 52-55. 3. Щербинин Р. Системы индивидуальной защиты летательных аппаратов от ПЗРК / Р. Щербинин // Зарубежное военное обозрение. – 2005. - № 12. - С. 37-42. 4. Ackermann Rainer. Current Trends in Electronic Self-Protection of Helicopters and Fixed / Rainer Ackermann // Wing Aircraft Military Technology. – 2002. - № 11. - P. 59. 5. Истребители смогут искать танки по выстрелам [Электронный ресурс] / Военное обозрение. – 21.02.2013. - Режим доступа на сайт Военная авиация.htm. 6. Multifunction Self Protection System (MUSS) [Электронный ресурс] / DEFENSE UPDATE (International Online Defense Magazine). – 15.08.2006. - Режим доступа на muss англ.htm. 7. Системы оптико-электронного подавления [Электронный ресурс] / Современная бронетанковая техника. – 2012. - Режим доступа на сайт Wargaming.net. 8. Системы активной защиты бронетехники / Иностранная печать об экономическом, научно-техническом и военном потенциале государств – участников СНГ и технических средствах его выявления. Серия: "Вооруженные силы и военно-промышленный потенциал". – 2008. - № 4. – С. 22-37. 9. Foss C.F. ARPAM demonstrator unveiled [Электронный ресурс] / C.F. Foss // Janes Defence. – 1995. - Weekly 4, November. - Режим доступа на arpat.html. 10. Средства активной обороны бронированных машин / Иностранная печать об экономическом, научно-техническом и военном потенциале государств – участников СНГ и технических средствах его выявления. Серия: "Вооруженные силы и военно-промышленный потенциал". – 2006. - № 3. – С. 18-28. 11. Виноградова Е.П. Современные средства детектирования УФ излучений и их применение / Е.П. Виноградова, Р.С. Грошев, В.Д. Зотов // Труды конференции "Технические и программные средства систем управления, контроля и измерения". – Москва: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, октябрь 2010. - С. 533-541. 12. Корляков А.В. Сенсоры "жесткого" ультрафиолетового излучения на

основе широкозонных материалов [Электронный ресурс] / А.В. Корляков, В.В. Лучинин, М.В. Четвергов // Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет. Центр микротехнологии и диагностики. - 2013. - Режим доступа на сайт cmid@eltech.ru. 13. Ferguson. An Investigation of Breakdown Mechanisms in Al(GaN) MSM Photodetectors / Ferguson, S. Liang, C.A. Tran [at alias] // Materials Science Forum. Vols. 264-268 (1998). - Tram Tech Publications, Switzerland, 1998. - P. 1437-1440. 14. Edmond. High Temperature Rectifiers, UV Photodiodes, and Blue LEDs in 6H-SiC / Edmond, H.S. Kong, C.H. Carter [at alias] // Proc. 4th Intl. Conf. Amorph. & Crystal SiC & Other IV-IV (October 1991). - Materials Santa Clara, CA, 1991. - P. 344-351. 15. Криксунов Л.З. Инфракрасные системы обнаружения, пеленгации и автоматического сопровождения движущихся объектов / Л.З. Криксунов, И.Ф. Усольцев. - М.: Советское радио, 1964. - 224 с. 16. Физика и техника ИК-излучения / [Джемсон Д.Э., Макфи Р.Х., Пласс Д.Н. и др.]; пер. с англ.; под ред. Н.В. Васильченко. - М.: Советское радио, 1965. - 642 с. 17. Фираго В.А. Приемники излучения: Конспект лекций по одноименному спецкурсу для студ. спец. G 31 04 02 "Радиофизика" / В.А. Фираго. - Мн.: Белгосуниверситет, 2004. - 116 с. 18. Бараночников М.Л. Приёмники инфракрасного излучения. Состояние разработок и промышленного выпуска, перспективы развития и прогнозы: аналитический обзор / М.Л. Бараночников. - Москва, 1985. - 94 с. 19. Певцов Е.Ф. Моделирование характеристик тепловых приемников ИК-излучения [Электронный ресурс] / Е.Ф. Певцов, Р.И. Аль-Натах, М.И. Малето // Московский государственный институт радиотехники, электроники и автоматики (технический университет). - 2013. - Режим доступа на сайт pevtsov@mirea.ru. 20. Гельфанд А.В. Неохлаждаемый матричный приемник ИК-излучения на основе термопневматического микромеханического преобразователя с оптоэлектронной системой считывания / А.В. Гельфанд, А.Г. Паулиш, В.Н. Федоринин // Прикладная физика. - 2009. - № 2 - С. 109-114. 21. Козёлкин В.В. Основы инфракрасной техники: Учебник для техникумов / В.В. Козёлкин, И.Ф. Криксунов. - М.: Машиностроение, 1985. - 264 с. 22. Левшин В.Л. Обработка информации в оптических системах пеленгации // В.Л. Левшин. - М.: Машиностроение, 1978. - 168 с. 23. Векслер В.М. Оптимальное измерение параметров оптического сигнала на фоне пространственных помех / В.М. Векслер, А.А. Казамаров, Д.М. Хорол // А и Т. - 1975. - № 3. - С. 47-51. 24. Савинков В.В. Исследование и разработка алгоритмов обработки сигналов в оптико-электронных пеленгаторах: автореф. дис. на соиск. уч. степени канд. техн. наук: спец. 05.11.07 "Оптические и оптико-электронные приборы и комплексы" / В.В. Савинков. - Москва, 2007. - 19 с.

Bibliography (transliterated): 1. IK sredstva [Jelektronnyj resurs] / 2012. - Rezhim dostupa k statje "Radiojelektronnaja vojna" Mario de Arkangelis.htm. 2. Tsherbak N. Protivodejstvie zensnym upravljatmyvmv raketam s infrakrasnym navedeniem / N. Tsherbak // JELEKTRONIKA: nauka, tehnologija, biznesc. - 2000. - № 5. - S. 52-55. 3. Tcherbinin R. Sistemy individualnoj zatchity letetelnyh apparatov ot PZRK / R. Tcherbinin // Zarubezhnoet voennoe obozrenie. - 2005. - № 12. - S. 37-42. 4. Ackermann Rainer. Current Trends in Electronic Self-Protection of Helicopters and Fixed / Rainer Ackermann // Wing Aircraft Military Technology. - 2002. - № 11. - P. 59. 5. Istrebiteli smogut iskat tanki po vystrelam [Jelektronnyj resurs] / Voennoe obozrenie. - 21.02.2013. - Rezhim dostupa na sayt Военная авиация.htm. 6. Multifunction Self Protection System (MUSS) [Jelektronnyj resurs] / DEFENSE UPDATE (International Online Defense Magazine). - 15.08.2006. - Rezhim dostupa na muss англ.htm. 7. Sistemy optiko-jelektronnogo podavljensja [Jelektronnyj resurs] / Sovremennaja bronetankovaja tehnika. - 2012. - Rezhim dostupa na sayt Wargaming.net. 8. Sistemy aktivnoj zatchity bronetehniki / Inostrannaja pechat ob jekonomicheskom, nauchno-tehnicheskom s voennom potencie gosudarstv - uchastnikov SNG s tehniceskikh sredstvah ego vyjavljensja. Sersja: "Vooruzhtnnye sily i voenno-promyshlennyj potencial". - 2008. - № 4. - S. 22-37. 9. Foss C.F. ARPAM demonstrator unveiled [Jelektronnyj resurs] / C.F. Foss // Janes Defence. - 1995. - Weekly 4, November. - Rezhim dostupa na arpam.html. 10. Sredstva aktivnoj oborony bronirovannyh mashin / Inostrannaja pechat ob jekonomicheskom, nauchno-tehnicheskom s voennom potencie gosudarstv - uchastnikov SNG s tehniceskikh sredstvah ego vyjavljensja. Sersja: "Vooruzhtnnye sily i voenno-promyshlennyj potencial". - 2006. - № 3. - S. 18-28. 11. Vinogradova E.P. Sovremennye sredstva detektirovanija UF izluchenij i ih primenenie / E.P. Vinogradova, R.S. Groshev, V.D. Zotov // Trudy konferencii "Tehniceskije i programnye sredstva sistem upravlenija, kontrolja i izmerenija". - Moskva: Institut problem upravlenija im. V.A. Trapeznikova RAN, oktjabr 2010. - S.533-541. 12. Korljakov A.V. Sensory "zhestkogo"ultrafioletovogo izluchenija na osnove shirokozonnih materialov [Jelektronnyj resurs] / A.V. Korljakov, V.V. Luchinin, M.V. Cetvergova // Sankt-Peterburgskij gosudarstvennyj jelektrrotehnicheskij universitet. Centr mikrotehnologii i diagnostiki. - 2013. - Rezhim dostupa na sayt

cmid@eltech.ru. 13. Ferguson. An Investigation of Breakdown Mechanisms in Al(GaN) MSM Photodetectors / Ferguson, S. Liang, C.A. Tran [at alias] // Materials Science Forum. Vols. 264-268 (1998). - Tram Tech Publications, Switzerland, 1998. - P. 1437-1440. 14. Edmond. High Temperature Rectifiers, UV Photodiodes, and Blue LEDs in 6H-SiC / Edmond, H.S. Kong, C.H. Carter [at alias] // Proc. 4th Intl. Conf. Amorph. & Crystal SiC & Other IV-IV (October 1991). - Materials Santa Clara, CA, 1991. - P. 344-351. 15. Kriksunov L.Z. Snfrakrasnye sistemy obnaruzheniya, pelengacii i avtomaticheskogo soprovozhdeniya dvizhutchih objektov / L.Z. Kriksunov, I.F. Usolcev. - M.: Sovetskoe radio, 1964. - 224 s. 16. Fizika i tehnika IK izlucheniya / [Gemson D.J., Makfi R.H., Plass D.N. i dr.]; per. s angl.; pod red. N.V. Vasilchenko. - M.: Sovetskoe radio, 1965. - 642 s. 17. Firago V.A. Priemniki izlucheniya: Konspekt lekcij po odnoimennomu speckursu dlja stud. spec. G 31 04 02 "Radiofizika" / V.A. Firago. - Mn.: Belgosuniversitet, 2004. - 116 s. 18. Baranochnikov M.L. Priemniki infrakrasnogo izlucheniya. Sostojanie razrabotok i promyshlennogo vypuska, perspektivy razvitija i prognozy: analiticeskij obzor / M.L. Baranochnikov. - Moskva, 1985. - 94 s. 19. Pevcov E.F. Modelirovanie harakteristik teplovyh priemnikov IK-izlucheniya [Elektronnyj resurs] / T/F/ Pevcov, R.I. Al-Natah, M.I. Maleto // Moskovskij gosudarstvennyj institut radiotekhniki, jelektroniki i avtomatiki (tehničeskij universitet). - 2013. - Rezhim dostupa na sajt pevtsov@mirea.ru. 20. Gelfand A.V. Neohlazhdaemyj matricnyj priemnik IK-izlucheniya na osnove termopnevmatičeskogo mikromehaničeskogo preobrazovatelja s optoelektronnoj sistemoj schityvanija / A.V. Gelfand, A.G. Paulish, V.N. Fedorinn // Prikladnaja fizika. - 2009. - № 2 - S. 109-114. 21. Kozelkin V.V. Osnovy infrakrasnoj tehniki: Učebnik dlja tehnikumov / V.V. Kozelkin, I.F. Kriksunov. - M.: Mashinostroenie, 1985. - 264 s. 22. Levshin V.L. Obrabotka informacii v optičeskix sistemah pelengacii // V.L. Levshin. - M.: Mashinostroenie, 1978. - 168 s. 23. Veksler V.M.. Optimalnoe izmerenie parametrov optičeskogo signala na fone prostranstvennyh pomeh / V.M. Veksler, A.A. Kazamarov, D.M. Horol // A i T. - 1975. - № 3. - S. 47-51. 24. Savinkov V.V. Issledovanie i razrabotka algoritmov obrabotki signalov v optiko-jelektronnyh pelengatorah: avtoref. dis. na soisk. uch. stepeni kand. tehn. nauk: spec. 05.11.07 "Optičeskie i opto-jelektronnye pribory i komplekсы" / V.V. Savinkov. - Moskva, 2007. - 19 s.

Глебов В.В., Гордієнко В.І.

ПРО РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ ВИАВЛЕНИЯ АТАКИ ПРОТИТАНКОВИХ КЕРОВАНИХ РАКЕТ

Проведено аналіз напрямків рішення проблеми виявлення атаки протитанкових керованих ракет. Розглянуто способи і засоби виявлення пуску та польоту ракети в ультрафіолетовому й інфрачервоному діапазонах спектра електромагнітних хвиль. У результаті теоретичних досліджень підтверджена можливість створення оптико-електронної системи пеленгації для селекції та визначення положення боєприпасів, що атакують.

Глебов В.В., Гордиенко В.И.

О РЕШЕНИИ ПРОБЛЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ АТАКИ ПРОТИВОТАНКОВЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ

Проведен анализ направлений решения проблемы обнаружения атаки противотанковых управляемых ракет. Рассмотрены способы и средства обнаружения пуска и полёта ракеты в ультрафиолетовом и инфракрасном диапазонах спектра электромагнитных волн. В результате теоретических исследований подтверждена возможность создания оптико-электронной системы пеленгации для селекции и определения положения атакующего боеприпаса.

Glebov V.V., Gordienko V.I.

ON SOLVING THE PROBLEM OF DETECTING THE ATTACKING ANTI-TANK GUIDED MISSILES

The analysis of ways of solving the problem of detecting the attacking anti-tank guided missiles has been carried out. The methods and means of detecting the launch and flight of the missile in the ultraviolet and infrared bands of the spectre of electromagnetic waves have been analyzed. As a result of the theoretical research, the possibility of developing a direction-finding optronic system to select and determine the position of the attacking ammunition has been confirmed.

РАВНОВЕСИЕ МАШИНЫ-АМФИБИИ НА МЕЛКОВОДЬЕ. (Реализация принципа инвариантности)

История вопроса. В 80-е годы прошлого столетия в СССР интенсивно велись работы по созданию паромно-мостовых машин (ПММ) большой единичной грузоподъёмности (рис. 1,2) [1]. Для оценки безопасности движения на мелководье потребовалась математическая модель (ММ) статического равновесия амфибийного транспортного средства (ТС) на мелководье, основным аспектам разработки, которой посвящена данная статья.



Рис. 1. Гусеничная паромно-мостовая машина ПММ-2М в транспортном положении. Выход на берег.

зьящими векторами [5,6,7]. Известна ММ равновесия ПМ на мелководье, в которой равнодействующая упругих связей впервые представлена физическим вектором, приложенным в центре жесткости (ЦЖ) [8]. В отличие от предшествующих работ [2,3,5,6,7,9] угловые перемещения описываются в абсолютной системе координат. При построении ММ выполнен переход к центральной системе координат жесткостей упругих связей. Как и переход к системе центра масс (ЦМ) твердого тела в задачах динамики [9], он



Рис. 2. Колёсная паромно-мостовая машина «Волна». Подход к берегу под погрузку.

1. Анализ ранее выполненных работ. Постановка задачи исследования. Известны аналоги ММ равновесия плавающего тела с дополнительными упругими опорами: равновесия корабля на камне [2], равновесия транспортной машины на суше [3,4]. Они не содержат предпосылок для построения обобщенного описания равновесия механической системы при действии гидростатических сил и реакции подвески. Известна ММ колебаний твердого тела с пространственной системой упругих связей, в которой проекции упругих связей представлены скользящими векторами [5,6,7]. Известна ММ равновесия ПМ на мелководье, в которой равнодействующая упругих связей впервые представлена физическим вектором, приложенным в центре жесткости (ЦЖ) [8]. В отличие от предшествующих работ [2,3,5,6,7,9] угловые перемещения описываются в абсолютной системе координат. При построении ММ выполнен переход к центральной системе координат жесткостей упругих связей. Как и переход к системе центра масс (ЦМ) твердого тела в задачах динамики [9], он преследует цель поиска удачной системы координат и является проявлением свободной воли исследователя [10]. Данная задача может возникнуть при неполном знании свойств системы.

Постановка задачи исследования. Галилеев принцип относительности выполним, если механическая система в произвольный момент времени замкнута (равновесна) [9]. Следовательно, выражаясь современной терминологией, описание равновесной системы должно включать описание сил полярными векторами и описание моментов аксиальными векторами [9]. Первые, из которых включают внешние силы, реакции связей, пропорциональные линейным перемещениям, вторые – моменты (пары сил), образованных действующими внешними силами и реакциями

© Е.П. Задеев, 2013

связей, а также реактивный момент упругих связей, пропорциональный наклонению. Реактивный момент обеспечивает совмещение линий действия равнодействующих внешних сил и реакций связей.

Задачей исследования является описание ММ равновесия системы из твердого тела и вертикальных связей физическими и аксиальными векторами.

Предметом исследования является процесс перехода в новое положение равновесия под действием вертикальной силы механической системы, включающей твёрдое тело и вертикальные упругие опоры.

Объектом исследования являются физическая модель ПМ в процессе изменения положения равновесия при снятии (приёме) груза на мелководье.

2. Разработка ММ перехода ПМ в новое положение равновесия.

2.1 Установление однородности описания реакции на перемещение упругой связи и гидростатической силы. *Физическая модель ПМ на мелководье* представляет полупогруженное в воду твёрдое тело, поддерживаемое в равновесии гидростатическими силами воды и реакциями вертикальных упругих опор, имитирующих систему подпрессоривания (подвеску). Изменение реакции единичной упругой опоры и гидростатической силы, действующей на вертикальный элементарный цилиндр, в зависимости от вертикального перемещения представляют приращение реакции потенциального поля [9,11]:

$$R_i = -c_i \cdot f_i; \quad \delta D = -\gamma \cdot \delta F \cdot f, \quad (1)$$

где R_i, c_i, f_i – реакция, жёсткость, перемещение точки закрепления i -той упругой опоры; $\delta D, \gamma, \delta F, f$ – гидростатическая сила, удельный вес воды, площадь основания элементарного вертикального цилиндра, f – высота элементарного цилиндра.

Жёсткость упругой опоры $c = \frac{\Delta P}{\Delta f} \left[\frac{\text{Н}}{\text{м}} \right]$. Произведение $\gamma \cdot \delta F \left[\frac{\text{Н}}{\text{м}^3} \cdot \text{м}^2 = \frac{\text{Н}}{\text{м}} \right]$ имеет размерность жесткости и может представлять жёсткость элементарной гидростатической опоры площадью δF . Жесткости упругой опоры и гидростатической опоры представляют градиенты [12] параллельного потенциального поля. Представленные описания позволяют использовать их совместно в математических выражениях.

2.2. Выбор систем координат. В исследовании применяется правая система координат (рис. 3) [5,6] с осью OZ , направленной вверх, и реакцией упругой связи, направленной противоположно градиенту параллельного потенциального поля, позволяет исследовать задачу в привычной формулировке, в отличие от работ [2] использующих не совсем привычное для технических приложений направление оси OZ .

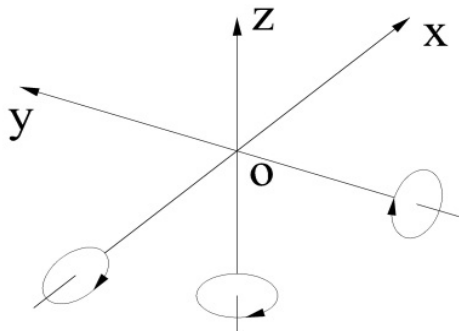


Рис. 3. Правая система координат.

Используется инерциальная система отсчета $O_2X_2Y_2Z_2$ и вспомогательная система отсчета $O_1X_1Y_1Z_1$, связанная с ПМ, в которой заданы неизменяемые геометрические характеристики системы. В начальный момент системы отсчета совпадают. Ось OZ направлена вверх, ось OX – вперёд, ось OY – влево.

Положительные направления угловых перемещений, активных и реактивных моментов их сопровождающих определяются правилом буравчика (ввинчивание буравчика в положительном направлении оси координат выполняется вращением по часовой стрелке). В дальнейшем, при необходимости, можем использовать другие, удобные для нас пары связанных систем отсчета.

2.3. Уравнения равновесия ПМ на мелководе до и после снятия груза Р.

Пусть в начальный момент времени ПМ находится в равновесии без крена и дифферента при известных весовых характеристиках ПМ, осадке корпуса и реакциях упругих опор. Уравнения равновесия ПМ в системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$ до снятия груза (с учётом направления действия известных сил веса G_0 и реакции основания D_0) имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} Z_2 &= D_0 - G_0 = 0; \\ M_{x_2} &= D_0 \cdot y_{2d} - G_0 \cdot y_{2g} = 0; \\ M_{y_2} &= -D_0 \cdot x_{2d} + G_0 \cdot x_{2g} = 0, \end{aligned} \quad (2)$$

где $D_0(x_{2d} = x_{1d}, y_{2d} = y_{1d}, z_{2d} = z_{1d})$ – равнодействующая реакций всех типов упругих связей и её координаты в системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$ и $O_1X_1Y_1Z_1$; $G_0(x_{2g} = x_{1g}, y_{2g} = y_{1g}, z_{2d} = z_{1d})$ – вес ПМ, координаты ЦМ в системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$ и $O_1X_1Y_1Z_1$.

Упростим анализ, рассматривая плоскую форму перемещения ПМ в новое положение равновесия. Линейные перемещения рассматриваются в координатной плоскости $Y_2O_2Z_2$, а угловые – относительно оси O_2X_2 , перпендикулярной плоскости чертежа (рис. 4).

После снятия груза P изменение положения ПМ в пространстве представим линейным перемещением Δz точки O_1 начала вспомогательной системы координат $O_1X_1Y_1Z_1$, и угловым перемещением (наклонением) φ относительно оси O_2X_2 . Неизвестными являются точка, однозначно определяющая линейное перемещение твердого тела, и направление горизонтальной оси поворота (наклонения [2]) ПМ. Косвенно существование такой точки обосновывается постоянством суммы линейных перемещений различных точек твердого тела [11].

Уравнения равновесия ПМ после снятия груза в абсолютной системе $O_2X_2Y_2Z_2$ удобно записать в следующем виде:

$$\begin{aligned} Z_2 &= D_0 + \Delta D - G_0 + P = 0; \\ M_{x_2} &= D_0 \cdot y_{2d} + \Delta M_{x_2} - G_0 \cdot y_{2g} + P \cdot y_{2p} = 0; \\ M_{y_2} &= -D_0 \cdot x_{1d} - \Delta M_{y_2} + G_0 \cdot x_{1g} - P \cdot x_{1p} = 0; \end{aligned} \quad (3)$$

где $D_0(x_{2d} = x_{1d}, y_{2d} = y_{1d} \cdot \cos \varphi - z_{1d} \cdot \sin \varphi)$ – равнодействующая реакций связей до снятия груза P и её координаты; $G_0(x_{2g} = x_{1g}, y_{2g} = y_{1g} \cdot \cos \varphi - z_{1g} \cdot \sin \varphi)$ – вес ПМ до снятия груза и его координаты; $P(x_{2p} = x_{1p}, y_{2p} = y_{1p} \cdot \cos(\varphi) - z_{1p} \cdot \sin(\varphi))$ – снятый груз P и его координаты в системах $O_2X_2Y_2Z_2$; $\Delta D, \Delta M_{x_2}, \Delta M_{y_2}$ – приращение реакции связей и моментов реакции связей в абсолютной системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$; φ – угол наклона относительно оси O_2X_2 .

Исключим из (3) равновесные уравнения (2), заменим D_0 на $-G_0$ в уравнениях моментов. Уравнения равновесия ПМ после снятия груза P будут иметь следующий вид:

$$\Delta D + P = 0;$$

$$\Delta M_{x_2} + G_0 \cdot (z_{1g} - z_{1d}) \cdot \sin \varphi + P \cdot (y_{1p} \cdot \cos \varphi - z_{1p} \cdot \sin \varphi) = 0; \quad (4)$$

$$-\Delta M_{y_2} - P \cdot x_{1p} = 0$$

Составим детальное описание приращения реакций и приращения моментов реакций в соответствии с расчетной схемой (рис. 4). На схеме представлено исходное равновесное состояние модели ПМ и новое положение равновесия после снятия груза. Осью наклона является ось O_2X_2 . Для облегчения контроля рассматриваем действие положительной силы P в первом квадранте системы координат $O_1X_1Y_1Z_1$. Сила P вызовет положительное перемещение ПМ (начала координат $O_1X_1Y_1Z_1$) вверх, положительное наклонение относительно оси O_2X_2 по часовой стрелке.

2.4. Построение аналитического описания приращений реакций вертикальных связей.

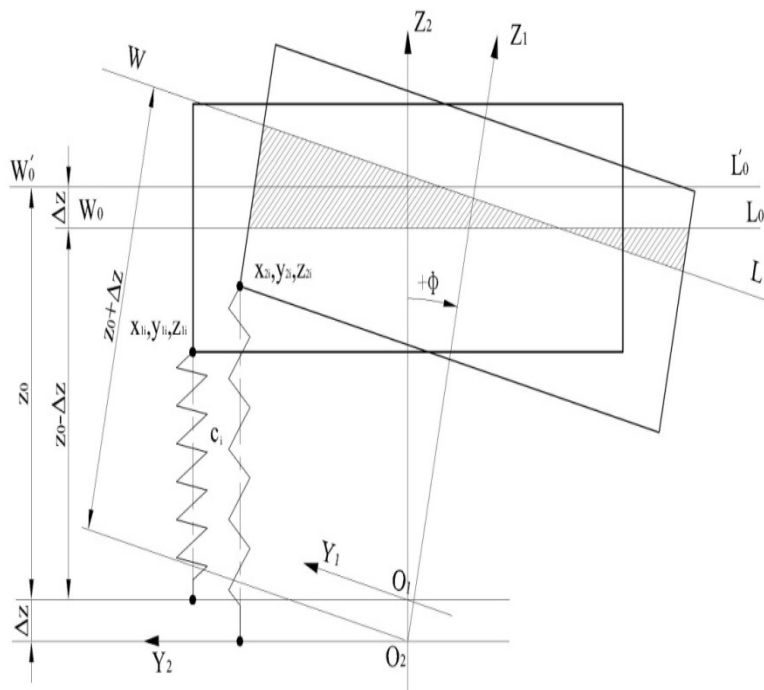


Рис. 4. Схема вертикальных перемещений ПМ, определяющих изменение реакции воды и упругих элементов подвески на мелководе.

Приращение реакций будет определяться величиной и направлением перемещения корпуса ПМ в абсолютной системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$ (рис. 4) относительно исходного, зафиксированного в начале совмещением со вспомогательной системой координат $O_1X_1Y_1Z_1$.

Приращение реакции гидростатических сил.

Приращение реакции гидростатических сил в абсолютной системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$ определяется алгебраической суммой веса воды, заключенной в объеме между начальной WL и действующей W_0L_0 ватерлиниями (рис. 4) и определяется выражением:

$$\Delta D^y = -\gamma \int_F \int_{z_1}^{z_2} dz \cdot dF = -S_{x_1 o_1 y_1}^y (1 - \cos \varphi) + \Delta z \cdot F_z^y \cdot \cos \varphi + S_{x_1 o_1 z_1}^y \cdot \sin \varphi, \quad (5)$$

где ΔD^y - приращение реакции гидростатических сил; γ - удельный вес воды; dF - площадь основания элементарного вертикального цилиндра; Δz - вертикальное перемещение начала координат O_1 ; $z_1 = z_0$, $z_2 = (z_0 + \Delta z) \cdot \cos \varphi + y_1 \cdot \sin \varphi$ - нижний и верхний пределы интегрирования; φ - угол наклона ПМ относительно оси O_2X_2 ; z_0 - аппликата начальной ватерлинии; y_1 - текущая ордината начальной ватерлинии; $F_z^y = -\gamma \cdot \int_F dF = -\gamma \cdot F_{WL}$ - момент жесткости нулевого порядка (вертикальная жест-

кость) гидростатических сил; $F_{WL} = \int_F dF$ - площадь начальной ватерлинии WL; $S_{x_1 o_1 y_1}^Y = -\gamma \cdot \int_F z_0 \cdot dF = -\gamma \cdot z_{1f}^Y \cdot F_{WL}$ - статический момент «жесткости» (момент жесткостей первого порядка) гидростатических сил относительно координатной плоскости $X_1 O_1 Y_1$; $S_{x_1 o_1 z_1}^Y = -\gamma \cdot \int_F y_1 \cdot dF = -\gamma \cdot y_{1f}^Y \cdot F_{WL}$ - статический момент «жесткости» (момент жесткостей первого порядка) гидростатических сил относительно вертикальной координатной плоскости $X_1 O_1 Z_1$; $y_{1f}^Y, z_{1f}^Y = z_0$ - ордината и аппликата центра жёсткости гидростатических сил (центра тяжести площади начальной ватерлинии [2]).

Приращение реакции дискретных упругих опор в абсолютной системе координат $O_2 X_2 Y_2 Z_2$ определяется величиной вертикального перемещения точек закрепления упругих опор:

$$\Delta D^r = \sum_{i=1}^n -c_i \cdot f_i = -S_{x_1 o_1 y_1}^r (1 - \cos \varphi) + \Delta z \cdot F_z^r \cdot \cos \varphi + S_{x_1 o_1 z_1}^r \cdot \sin \varphi, \quad (6)$$

где ΔD^r - приращение реакций упругих опор; c_i - жесткость i -той упругой опоры; $f_i = z_{2i} - z_{1i}$ - вертикальное перемещение i -той упругой опоры; z_{1i} - начальная высота точки присоединения опоры к твердому телу; $z_{2i} = (z_{1i} + \Delta z) \cdot \cos \varphi + y_{1i} \cdot \sin \varphi$ - высота точки присоединения i -той опоры после приложения силы P ; y_{1i}, z_{1i} - ордината и аппликата i -той точки присоединения упругой опоры к твердому телу; Δz - линейное перемещение начала координат O_1 ; $F_z^r = -\sum_{i=1}^n c_i$ - вертикальная жесткость упругих связей (момент жесткостей нулевого порядка); $S_{x_1 o_1 y_1}^r = -\sum_{i=1}^n c_i \cdot z_{1i} = z_{1f}^r \cdot F_z^r$ - статический момент жесткости упругих связей (момент жесткостей первого порядка) относительно координатной плоскости $X_1 O_1 Y_1$; $S_{x_1 o_1 z_1}^r = -\sum_{i=1}^n c_i \cdot y_{1i} = y_{1f}^r \cdot F_z^r$ - статический момент жесткостей упругих связей (момент жесткостей первого порядка) относительно координатной плоскости $X_1 O_1 Z_1$; y_{1f}^r, z_{1f}^r - ордината и аппликата центра жесткости упругих связей.

Совместная реакция гидростатических сил и дискретных упругих опор описывается выражением:

$$\Delta D = -S_{x_1 o_1 y_1} \cdot (1 - \cos \varphi) + \Delta z \cdot F_z \cdot \cos \varphi + S_{x_1 o_1 z_1} \cdot \sin \varphi, \quad (7)$$

где $\Delta D, F_z, S_{x_1 o_1 z_1}, S_{x_1 o_1 y_1}$ - приращение реакции основания и обобщенные физические характеристики гидростатических сил и упругих связей.

2.5. Построение аналитического описания приращений моментов реакций вертикальных связей.

2.5.1. Построение математического описания приращений моментов реакций связей относительно оси $O_2 X_2$.

Приращение момента реакции гидростатических сил относительно оси $O_2 X_2$. Приращение момента реакции гидростатических сил в абсолютной системе координат $O_2 X_2 Y_2 Z_2$ определяется выражением:

$$\begin{aligned} \Delta M_{x_2}^Y &= -\gamma \cdot \int_F \int_{z_1}^{z_2} y_2 \cdot dz \cdot dF = -I_{y_1 z_1}^Y \cdot (1 - \cos \varphi + \sin^2 \varphi \cdot \cos \varphi) + \frac{1}{2} \cdot \\ &I_{x_1 o_1 y_1}^Y \cdot \sin^3 \varphi + I_{x_1 o_1 z_1}^Y \cdot \left(\sin \varphi - \frac{1}{2} \cdot \sin^3 \varphi \right) + \Delta z \cdot S_{x_1 o_1 z_1}^Y \cdot \cos \varphi - \frac{1}{2} \Delta z^2 \cdot \\ &F_z^Y \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi - \Delta z \cdot S_{x_1 o_1 y_1}^Y \cdot \sin \varphi \cdot \cos^2 \varphi, \end{aligned} \quad (8)$$

где γ – удельный вес воды; $z_1 = z_0$ – нижний предел интегрирования (действующая ватерлиния W_0L_0 в системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$); $z_2 = (z_0 + \Delta z) \cdot \cos \varphi + y_1 \cdot \sin \varphi$ – верхний предел интегрирования, исходная ватерлиния WL после наклонения на угол $+\varphi$ в системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$; Δz – вертикальное перемещение O_1 (начала системы отсчета $O_1X_1Y_1Z_1$) в системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$; $y_2 = y_1 \cdot \cos \varphi - (z_0 + \Delta z) \sin \varphi$ – ордината центра элементарного объёма (плечо момента гидростатической силы, создаваемой погруженным элементарным объёмом); $I_{y_1z_1}^Y = -\gamma \cdot \int_F y_1 \cdot z_0 \cdot dF$ – центробежный момент (момент второго порядка) жесткостей начальной ватерлинии WL; $I_{x_1o_1y_1}^Y = -\gamma \cdot \int_F z_0^2 \cdot dF$ – момент второго порядка жёсткостей начальной ватерлинии относительно координатной плоскости $X_1O_1Y_1$; $I_{x_1o_1z_1}^Y = -\gamma \cdot \int_F y_1^2 \cdot dF$ – момент второго порядка жесткостей площади ватерлинии относительно координатной плоскости $X_1O_1Z_1$.

Приращение момента реакции упругих опор относительно оси O_2X_2 . Приращение момента реакции упругих опор в абсолютной системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$ (рис. 4) определяется выражением:

$$\begin{aligned} \Delta M_{x_2}^r = & -\sum_{i=1}^n c_i \cdot f_i \cdot y_{i2} = -I_{y_1z_1}^r \cdot [\cos \varphi \cdot (1 - \cos \varphi) + (\sin \varphi)^2] + \\ & I_{x_1o_1y_1}^r \cdot \sin \varphi \cdot (1 - \cos \varphi) + \Delta z \cdot S_{x_1o_1y_1}^r \cdot [\sin \varphi \cdot (1 - \cos \varphi) - \sin \varphi \cdot \\ & \cos \varphi] + \Delta z \cdot S_{x_1o_1z_1}^r \cdot [(\cos \varphi)^2 - (\sin \varphi)^2] - \Delta z^2 \cdot F_z^r \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi + \\ & I_{x_1o_1z_1}^r \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi, \end{aligned} \quad (9)$$

где c_i – жесткость i -той упругой опоры; $f_i = z_{2i} - z_{1i}$ – перемещение точки закрепления (деформация) i -той упругой опоры; z_{1i} – начальная высота точки присоединения опоры к твердому телу; $z_{2i} = (z_{1i} + \Delta z) \cdot \cos \varphi + y_{1i} \cdot \sin \varphi$ – высота точки присоединения i -той опоры после приложения силы P ; $y_{2i} = y_{1i} \cdot \cos \varphi - (z_{1i} + \Delta z) \sin \varphi$ – ордината i -той точки присоединения упругой опоры к твердому телу в абсолютной системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$; y_{1i}, z_{1i} – ордината и аппликата i -той точки присоединения упругой опоры к твердому телу во вспомогательной системе координат $O_1X_1Y_1Z_1$; Δz – вертикальное перемещение начала координат O_1 ; $F_z^r = -\sum_{i=1}^n c_i$ – суммарная жесткость (момент жесткостей нулевого порядка) упругих опор; $S_{x_1o_1y_1}^r = -\sum_{i=1}^n c_i \cdot z_{1i}$ – момент жесткостей первого порядка упругих опор относительно координатной плоскости $X_1O_1Y_1$; $S_{x_1o_1z_1}^r = -\sum_{i=1}^n c_i \cdot y_{1i}$ – момент жесткостей первого порядка упругих опор относительно координатной плоскости $X_1O_1Z_1$; $I_{y_1z_1}^r = -\sum_{i=1}^n c_i \cdot y_{1i} \cdot z_{1i}$ – момент жесткостей второго порядка относительно координатных плоскостей $X_1O_1Z_1$ и $X_1O_1Y_1$ (центробежный момент жесткостей); $I_{x_1o_1y_1}^r = -\sum_{i=1}^n c_i \cdot z_{1i}^2$ – момент жесткостей второго порядка относительно координатной плоскости $X_1O_1Y_1$; $I_{x_1o_1z_1}^r = -\sum_{i=1}^n c_i \cdot y_{1i}^2$ – момент жесткостей второго порядка относительно координатной плоскости $X_1O_1Z_1$.

Объединим аналогии в описаниях приращения моментов гидростатических сил (8) и реакций упругих опор (9), исключив несущественные, с нашей точки зрения, отдельные элементы описаний:

$$\begin{aligned} 1) \quad & -I_{y_1z_1}^Y \cdot [(1 - \cos \varphi) + (\sin \varphi)^2 \cdot \cos \varphi] - I_{y_1z_1}^r \cdot [\cos \varphi \cdot (1 - \cos \varphi) + \\ & (\sin \varphi)^2] \cong -I_{y_1z_1}^Y \cdot [(1 - \cos \varphi) + (\sin \varphi)^2] \cdot \cos \varphi; \\ 2) \quad & \Delta z \cdot S_{x_1o_1y_1}^Y \cdot \cos \varphi + \Delta z \cdot S_{x_1o_1z_1}^r \cdot [(\cos \varphi)^2 - (\sin \varphi)^2] \cong \Delta z \cdot \\ & S_{x_1o_1z_1}^Y \cdot \cos \varphi; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 3) \quad & I_{x_1 o_1 z_1}^y \cdot \left(\sin \varphi - \frac{1}{2} \cdot \sin^3 \varphi \right) + I_{x_1 o_1 z_1}^r \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi \cong I_{x_1 o_1 z_1} \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi; \\
 4) \quad & \frac{1}{2} \cdot I_{x_1 o_1 y_1}^y \cdot (\sin \varphi)^3 + I_{x_1 o_1 y_1}^r \cdot \sin \varphi \cdot (1 - \cos \varphi) \cong I_{x_1 o_1 y_1} \cdot \sin \varphi \cdot (1 - \cos \varphi); \\
 5) \quad & -\Delta z \cdot S_{x_1 o_1 y_1}^y \cdot \sin \varphi \cdot \cos^2 \varphi + \Delta z \cdot S_{x_1 o_1 y_1}^r \cdot [\sin \varphi \cdot (1 - \cos \varphi) - \sin \varphi \cdot \cos \varphi] \cong -\Delta z \cdot S_{x_1 o_1 y_1} \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi; \\
 6) \quad & -\frac{1}{2} \cdot \Delta z^2 \cdot F_z^y \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi - \Delta z^2 \cdot F_z^r \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi \cong -\Delta z^2 \cdot F_z \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi.
 \end{aligned}$$

Обобщённое описание приращения момента реакций гидростатических сил и упругих опор относительно оси $O_2 X_2$:

$$\begin{aligned}
 \Delta M_{x_2} = \Delta M_{x_2}^y + \Delta M_{x_2}^r = & -I_{y_1 z_1} \cdot [(1 - \cos \varphi) + (\sin \varphi)^2] \cdot \cos \varphi + \Delta z \cdot S_{x_1 o_1 z_1} \cdot \cos \varphi + I_{x_1 o_1 z_1} \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi + I_{x_1 o_1 y_1} \cdot \sin \varphi \cdot (1 - \cos \varphi) - \Delta z \cdot S_{x_1 o_1 y_1} \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi - \Delta z^2 \cdot F_z \cdot \sin \varphi \cdot \cos \varphi,
 \end{aligned} \quad (10)$$

где $F_z = F_z^y + F_z^r$, $S_{x_1 o_1 y_1} = S_{x_1 o_1 y_1}^y + S_{x_1 o_1 y_1}^r$, $S_{x_1 o_1 z_1} = S_{x_1 o_1 z_1}^y + S_{x_1 o_1 z_1}^r$, $I_{y_1 z_1} = I_{y_1 z_1}^y + I_{y_1 z_1}^r$, $I_{x_1 o_1 z_1} = I_{x_1 o_1 z_1}^y + I_{x_1 o_1 z_1}^r$, $I_{x_1 o_1 y_1} = I_{x_1 o_1 y_1}^y + I_{x_1 o_1 y_1}^r$ – системные моменты нулевого, первого, второго порядка; Δz – вертикальное перемещение начала системы координат O_1 , φ – угол наклона относительно оси $O_2 X_2$.

2.5.2. Построение аналитического описания приращений моментов реакций связей относительно оси $O_2 Y_2$.

Приращение момента гидростатических сил относительно оси $O_2 Y_2$. Приращение момента гидростатических сил относительно оси $O_2 Y_2$ определяется изменением момента гидростатических сил вследствие вертикального перемещения и наклона ПМ относительно оси $O_2 X_2$:

$$\Delta M_{y_2}^y = -\gamma \int_F \int_{z_1}^{z_2} x_2 \cdot dz \cdot dF = -I_{x_1 z_1}^y \cdot (1 - \cos \varphi) + \Delta z \cdot S_{y_1 o_1 z_1}^y \cdot \cos \varphi + I_{x_1 y_1}^y \cdot \sin \varphi, \quad (11)$$

где γ – удельный вес воды; $x_2 = x_1$ – текущая абсцисса элементарного объёма в системе координат $O_2 X_2 Y_2 Z_2$ и $O_1 X_1 Y_1 Z_1$; y_1 – текущая ордината элементарного объёма в системе координат $O_1 X_1 Y_1 Z_1$; $z_1 = z_0$ – нижний предел интегрирования (действующая ватерлиния $W_0 L_0$ в системе координат $O_2 X_2 Y_2 Z_2$); $z_2 = (z_0 + \Delta z) \cdot \cos \varphi + y_1 \cdot \sin \varphi$ – верхний предел интегрирования, исходная ватерлиния WL после наклона на угол $+\varphi$ в системе координат $O_2 X_2 Y_2 Z_2$; Δz – вертикальное перемещение начала системы отсчёта ПМ $O_1 X_1 Y_1 Z_1$ после снятия груза в системе координат $O_2 X_2 Y_2 Z_2$; $I_{y_1 z_1}^y = -\gamma \cdot \int_F y_1 \cdot z_0 \cdot dF$ – центробежный момент жесткостей начальной ватерлинии WL относительно координатных плоскостей $X_1 O_1 Z_1$ и $X_1 O_1 Y_1$; $I_{x_1 o_1 y_1}^y = -\gamma \cdot \int_F z_0^2 \cdot dF$ – момент второго порядка жёсткости начальной ватерлинии относительно координатной плоскости $X_1 O_1 Y_1$; $I_{x_1 o_1 z_1}^y = -\gamma \cdot \int_F y^2 \cdot dF$ – момент второго порядка площади ватерлинии относительно координатной плоскости $X_1 O_1 Z_1$.

Приращение момента дискретных опор относительно оси O_2Y_2 . Приращение момента дискретных опор относительно оси O_2Y_2 при вертикальном перемещении и наклонении относительно ортогональной оси O_2X_2 определяется выражением:

$$\Delta M_{y_2}^r = -\sum_{i=1}^n c_i \cdot x_{i1} \cdot f_i = -I_{x_1z_1}^r \cdot (1 - \cos\varphi) + \Delta z \cdot S_{y_1o_1z_1}^r \cdot \cos\varphi + I_{x_1y_1}^r \cdot \sin\varphi, \quad (12)$$

где $c_i, x_{1i}, y_{1i}, z_{1i}$ – жесткость, координаты точки присоединения i -той упругой опоры к твердому телу в системе координат $O_1X_1Y_1Z_1$; $x_{2i} = x_{1i}$, $z_{2i} = (z_{1i} + \Delta z) \cdot \cos\varphi + y_{1i} \cdot \sin\varphi$ – координаты точки соединения i -той упругой опоры к твердому телу после снятия груза в абсолютной системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$; $f_i = z_{2i} - z_{1i} = -z_{1i} \cdot (1 - \cos\varphi) + \Delta z \cdot \cos\varphi + y_{1i} \cdot \sin\varphi$ – вертикальное перемещение (деформация) i -той упругой опоры после снятия груза в абсолютной системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$; Δz – вертикальное перемещение начала системы координат O_1 в абсолютной системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$; φ – угол наклона относительно оси O_2X_2 , $S_{y_1o_1z_1}^r = -\sum_{i=1}^n c_i \cdot x_{1i}$, $I_{x_1z_1}^r = -\sum_{i=1}^n c_i \cdot x_{1i} \cdot z_{1i}$, $I_{x_1y_1}^r = -\sum_{i=1}^n c_i \cdot x_{1i} \cdot y_{1i}$ – моменты жесткостей упругих связей первого и второго порядка.

Обобщённое описание приращения моментов гидростатических сил и дискретных упругих опор относительно оси O_2Y_2 .

$$\Delta M_{y_2} = \Delta M_{y_2}^y + \Delta M_{y_2}^r = -I_{x_1z_1} \cdot (1 - \cos\varphi) + \Delta z \cdot S_{y_1o_1z_1} \cdot \cos\varphi + I_{x_1y_1} \cdot \sin\varphi, \quad (13)$$

где $S_{y_1o_1z_1} = S_{y_1o_1z_1}^y + S_{y_1o_1z_1}^r$, $I_{x_1z_1} = I_{x_1z_1}^y + I_{x_1z_1}^r$, $I_{x_1y_1} = I_{x_1y_1}^y + I_{x_1y_1}^r$, – системные моменты жесткостей первого и второго порядка.

2.5.3. Общий вид уравнений равновесия ПМ после снятия груза в абсолютной системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$.

Дополним уравнения равновесия (4), подставив приращения реакций, моментов реакций (7,10,13). Уравнения равновесия ПМ после снятия груза Р будут иметь следующий вид:

$$-S_{x_1o_1y_1} \cdot (1 - \cos\varphi) + \Delta z \cdot F_z \cdot \cos\varphi + S_{x_1o_1z_1} \cdot \sin\varphi + P = 0; \quad (14)$$

$$\begin{aligned} & -I_{y_1z_1} \cdot [(1 - \cos\varphi) + (\sin\varphi)^2] \cdot \cos\varphi + \Delta z \cdot S_{x_1o_1z_1} \cdot \cos\varphi + I_{x_1o_1z_1} \cdot \sin\varphi \cdot \\ & \cos\varphi + I_{x_1o_1y_1} \cdot \sin\varphi \cdot (1 - \cos\varphi) - \Delta z \cdot S_{x_1o_1y_1} \cdot \sin\varphi \cdot \cos\varphi - \Delta z^2 \cdot F_z \cdot \\ & \sin\varphi \cdot \cos\varphi + G_0 \cdot (z_{1g} - z_{1d}) \cdot \sin\varphi + P \cdot (y_{1p} \cdot \cos\varphi - z_{1p} \cdot \sin\varphi) = 0; \end{aligned} \quad (15)$$

$$I_{x_1z_1} \cdot (1 - \cos\varphi) - \Delta z \cdot S_{y_1o_1z_1} \cdot \cos\varphi - I_{x_1y_1} \cdot \sin\varphi - P \cdot x_{1p} = 0. \quad (16)$$

Равновесие системы при принятом условии совмещения оси координат и оси наклона описывается тремя уравнениями, включающих два неизвестных параметра: вертикальное перемещение начала системы отсчёта O_1 и угла наклона φ . Третий неизвестный параметр – направление оси наклона находится за пределами поставленной задачи и не препятствует поиску аналитического решения задачи равновесия.

2.6. Анализ уравнений равновесия ПМ после снятия груза Р.

2.6.1. Анализ уравнения равновесия сил. Уравнение сил содержит постоянную составляющую – внешнюю силу Р, которая в данном описании - инвариант (не зависит от выбора системы координат). Следовательно, и реакция физической системы на силу Р также должна быть инвариантом и не зависеть от выбора системы координат.

Суммарное перемещение начала координат O_1 вспомогательной системы координат является величиной постоянной и, в конечном итоге, является описанием перемещения фиксированной точки – ЦЖ вертикальных упругих связей:

$$\Delta z \cdot \cos \varphi - \frac{S_{x_1 o_1 z_1}}{F_z} \cdot \sin \varphi - \frac{S_{x_1 o_1 y_1}}{F_z} \cdot (1 - \cos \varphi) = -\frac{P}{F_z} \cong \Delta z_f, \quad (17)$$

где $F_z < 0$ – градиент [12] параллельного потенциального поля образованного гидростатическими силами и упругими опорами; Δz_f – перемещение ЦЖ.

ЦЖ и есть точка, перемещение которой равно алгебраической сумме линейных перемещений точек твердого тела при произвольном выборе полюса [11].

Координаты центра жесткости - точки, отвечающей условиям инвариантности свойств параллельных упругих связей, во вспомогательной системе координат $O_1 X_1 Y_1 Z_1$ определяются выражениями:

$$x_{1f} = \frac{S_{y_1 o_1 z_1}}{F_z}; \quad y_{1f} = \frac{S_{x_1 o_1 z_1}}{F_z}; \quad z_{1f} = \frac{S_{x_1 o_1 y_1}}{F_z}. \quad (18)$$

Учитывая отрицательное значение F_z , определим перемещение центра жесткости системы при положительной силе Р, а также изменение осадки ПМ.

При снятии груза $P > 0$ ПМ всплывает. ЦЖ в абсолютной системе координат $O_2 X_2 Y_2 Z_2$ переместится вверх на величину $\Delta z_f = -\frac{P}{-|F_z|} > 0$. При неизменном уровне воды z_0 в абсолютной системе координат после перемещения ПМ вверх на величину Δz_f осадка ПМ в собственной (вспомогательной) системе уменьшится и будет равна $z_0 - \Delta z_f$.

2.6.2. Анализ уравнений равновесия. В уравнениях равновесия моментов (15,16) присутствует неизвестное Δz - вертикальное перемещение начала вспомогательной системы $O_1 X_1 Y_1 Z_1$ и его квадрат Δz^2 . Подставим их описания из уравнения сил (14) в уравнения моментов (15,16).

После системных преобразований, исключения членов с высокими степенями $\sin \varphi$ уравнения равновесия в (14,15,16) в системе $O_2 X_2 Y_2 Z_2$ могут быть представлены в следующем виде:

$$\Delta z_{1f} \cdot F_z + P = 0; \quad (19)$$

$$I_{f x_1 o_1 z_1} \cdot \sin \varphi + P \cdot (y_{1p} - y_{1f}) + G \cdot (z_g - z_d) \cdot \sin \varphi = 0; \quad (20)$$

$$-I_{f x_1 y_1} \cdot \sin \varphi - P \cdot (x_{1p} - x_{1f}) = 0, \quad (21)$$

где Δz_{1f} – вертикальное перемещение ЦЖ; $I_{f x_1 o_1 z_1}$, $I_{f x_1 y_1}$ - центральные моменты второго порядка жесткостей связей; z_g, z_d – аппликаты ЦМ и ЦВ (центра величины - точки приложения равнодействующей реакции связей [2]) после снятия груза;

$G = G_0 - P$, $D = D_0 - P$ – вес ПМ, равнодействующая реакции связей после снятия груза P ; x_{1f} , y_{1f} , z_{1f} – координаты ЦЖ упругих связей.

Аппликаты ЦМ и ЦВ после снятия груза P определяются выражениями:

$$z_g = \frac{G_0 \cdot z_{1g} - P \cdot z_{1p}}{G}, \quad z_d = \frac{D_0 \cdot z_{1d} - P \cdot (z_{1f} - \Delta z_{1f})}{D}, \quad (22)$$

где G_0 , z_{1g} , D_0 , z_{1d} – вес ПМ и аппликата ЦМ, равнодействующая реакций связей и аппликата ЦВ до снятия груза P .

Полученные уравнения равновесия (19,20,21) являются инвариантами и указывают на особенности процесса перехода механической системы в новое положение равновесия в зависимости от свойств системы упругих связей. Приращение равнодействующей реакции упругих связей приложено в ЦЖ и пропорционально вертикальному перемещению ЦЖ независимо от выбора системы отсчета. Угловые перемещения создают реактивный момент, переносящий силу P в ЦЖ связей. Реактивный момент связей пропорционален углу наклона φ . Коэффициентами пропорциональности являются центральные моменты второго порядка упругих связей относительно координатных плоскостей, проходящих через ЦЖ системы упругих связей).

Математическая модель описывает условия равновесия в системе координат, положение которой относительно механической системы определяется физическими свойствами упругих связей как самостоятельной системы. Изотропность инерциального пространства не позволяет выявить изменения свойств от изменения положения механической системы в нём. Можно изменить только положение наблюдателя для наиболее ясного и удобного наблюдения за механическими процессами. Обычно, в процессе проектирования будущее изделие уже имеет свою рабочую (проектную) систему координат, выбранную по каким-то правилам. Следовательно, о изделии необходимо знать следующее:

- 1) направление оси наклона в абсолютной системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$ совмещенной с рабочей системой координат $OXYZ$.
- 2) величину наклона в абсолютной системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$ совмещенной с рабочей системой координат $OXYZ$.

2.6.3 Определение положения равновесия ПМ в инерциальной системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$, совмещенной с рабочей системой координат $OXYZ$. Для получения пригодного для практических целей описания равновесия ПМ необходимо установить связь описания наклона в особенной системе отсчета с заданным направлением оси O_2X_2 , и в системе координат с произвольным направлением горизонтальных осей. Эту процедуру можно выполнить в паре сопряженных систем координат (рис. 5): абсолютной системе $O_3X_3Y_3Z_3$ и рабочей системе $OXYZ$ ПМ, смещенных относительно ранее использовавшихся систем координат на угол δ .

Для представления описания наклона в абсолютной системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$ выполним последовательно ряд угловых преобразований исходного описания ПМ:

а) - представим описания исходных уравнений моментов равновесия до приложения силы P (наклонение $\varphi = 0$) в системе $O_1X_1Y_1Z_1$ посредством их описаний в системе $OXYZ$ (выполнив переход к системе координат $O_1X_1Y_1Z_1$ повернутой относительно системы $OXYZ$ на угол « $-\delta$ »);

б) - представим описания моментов равновесия в системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$ после наклона ПМ (системы координат $O_1X_1Y_1Z_1$) на угол φ относительно

оси O_2X_2 совокупностью исходных описаний свойств в рабочей системе координат $OXYZ$;

с) - представим описания моментов равновесия в инерциальной системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$, совпадающей в начальный момент с рабочей системой координат $OXYZ$, поворотом системы координат $O_2X_2Y_2Z_2$ на угол « $+\delta$ » до совпадения с $O_3X_3Y_3Z_3$.

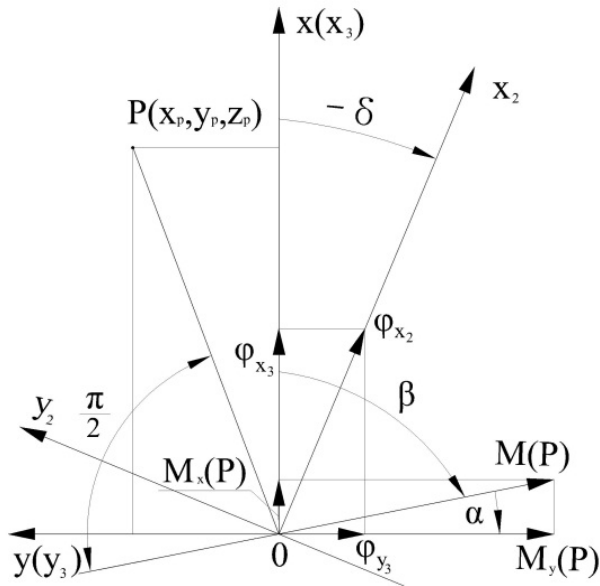


Рисунок 5. Схема взаимного расположения осей координат для определения направления оси наклонения O_2X_2 в абсолютной системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$

В данной части исследования используются стандартные формулы преобразования проекций отрезков, моментов второго порядка на координатные оси [13].

После выполнения приведенного выше алгоритма преобразований описание наклонения на угол φ относительно одной горизонтальной оси неизвестного направления можно представить описаниями проекций наклонений относительно двух ортогональных горизонтальных осей рабочей системы координат $OXYZ$ ПМ:

$$M_{x_3} = [I_{fxoz} + G \cdot (z_g - z_d)] \cdot$$

$$\cos \delta \cdot \sin \varphi + I_{fxy} \cdot \sin \delta \cdot \sin \varphi + M_{x_3}(P) = 0, \quad (23)$$

$$M_{y_3} = -[I_{fyoZ} + G \cdot (z_g - z_d)] \cdot \sin \delta \cdot \sin \varphi - I_{fxy} \cdot \cos \delta \cdot \sin \varphi + M_{y_3}(P) = 0. \quad (24)$$

При этом $\sin \varphi$ рассматриваем как псевдовектор углового перемещения с проекциями :

$$\begin{aligned} \varphi_{x_2} &= \sin \varphi, \quad \varphi_{y_2} = 0, \\ \varphi_{x_3} &= \sin \theta = \varphi_{x_2} \cdot \cos \delta = \cos \delta \cdot \sin \varphi; \\ \varphi_{y_3} &= \sin \psi = -\varphi_{x_2} \cdot \sin \delta = -\sin \delta \cdot \sin \varphi. \end{aligned}$$

Уравнения равновесия будут иметь следующий вид:

$$\Delta z_f \cdot F_z + P = 0; \quad (25)$$

$$M_{x_3} = [I_{fxoz} + G \cdot (z_g - z_d)] \cdot \sin \theta - I_{fxy} \cdot \sin \psi + M_{x_3}(P) = 0; \quad (26)$$

$$M_{y_3} = [I_{fyoZ} + G \cdot (z_g - z_d)] \cdot \sin \psi - I_{fxy} \cdot \sin \theta + M_{y_3}(P) = 0, \quad (27)$$

где Δz_f – линейное перемещение ЦЖ упругих связей; F_z, x_f, y_f – линейная жёсткость и координаты ЦЖ упругих связей; $I_{fxoz}, I_{fyoZ}, I_{fxy}$ – центральные моменты второго порядка упругих связей; $M_{x_3}(P) = P \cdot (y_p - y_f)$, $M_{y_3}(P) = -P \cdot (x_p - x_f)$ – проекции момента груза P ; P, x_p, y_p – снятый груз и его координаты; G, z_g, z_d – вес

ПМ, аппликаты ЦМ и ЦВ с учётом снятия груза P ; $\sin \psi = -\sin \delta \cdot \sin \varphi$, $\sin \theta = \cos \delta \cdot \sin \varphi$ – описание улов крена и дифферента в абсолютной системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$; δ – угол поворота от системы координат $O_2X_2Y_2Z_2$ к системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$ (положительный); φ – угол наклона от момента силы P в системе координат $O_2X_2Y_2Z_2$.

Из (23,24) определим описания углов наклона в абсолютной системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$ определяются выражениями:

$$\sin \psi = -\frac{1}{G \cdot H - \frac{I_{fxy}^2}{G \cdot h}} \cdot \left[M_{y_3}(P) + \frac{I_{fxy}}{G \cdot h} \cdot M_{x_3}(P) \right]; \quad (28)$$

$$\sin \theta = -\frac{M_{x_3}(P)}{G \cdot h} \cdot \left(1 + \frac{I_{fxy}^2}{G^2 \cdot H \cdot h - I_{fxy}^2} \right) - M_{y_3}(P) \cdot \frac{I_{fxy}}{G^2 \cdot H \cdot h - I_{fxy}^2}, \quad (29)$$

где G – вес ПМ с учетом груза P ; $h = \frac{I_{xoz}}{G} - a$, $H = \frac{I_{yoz}}{G} - a$ – малая и большая метацентрические высоты [2]; $a = z_g - z_a$ – возвышение ЦМ над ЦЖ; I_{fxy} – момент жесткостей второго порядка (центробежный); $M_{x_3}(P)$, $M_{y_3}(P)$ – проекции возмущающего момента в системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$; θ, ψ – угол крена и угол дифферента в системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$.

В случае совпадения направления осей инерциальной системы координат $O_3X_3Y_3Z_3$ и главной центральной системы координат упругих связей ПМ ($I_{fxy} = 0$) уравнения не содержат связей между координатами и представляют, в соответствии с [14], собственное независимое описание наклона.

2.6.4. Определение направления оси наклона. Для анализа используем схему моментов сил действующих на ПМ (рис. 5) и выполним следующие действия над уравнениями (23,24):

- перенесём проекции аксиального момента пары силы P и реакции связей на него в правую часть уравнений;
- разделим почленно уравнение (23) на уравнение (24);
- разделим числитель и знаменатель на $\cos \delta$.

Полученное уравнение будет иметь следующий вид:

$$\frac{G \cdot h + I_{fxy} \cdot \operatorname{tg} \delta}{-G \cdot H \cdot \operatorname{tg} \delta - I_{fxy}} = \frac{M_{x_3}(P)}{M_{y_3}(P)} = \operatorname{ctg} \beta = \operatorname{tg} \alpha, \quad (30)$$

Направление оси наклона определяется из (49) выражением:

$$\operatorname{tg} \delta = -\frac{G \cdot h + I_{fxy} \cdot \operatorname{tg} \alpha}{G \cdot H \cdot \operatorname{tg} \alpha + I_{fxy}} \quad (31)$$

Если абсолютная система координат $O_3X_3Y_3Z_3$ совпадает с главной центральной системой координат $OXYZ$ жесткостей упругих связей ПМ ($I_{fxy} = 0$), то направление оси наклона определяется известным выражением [2]:

$$\operatorname{tg} \delta = \frac{h}{H \cdot \operatorname{tg} \alpha}. \quad (32)$$

Где α, β – углы, определяющие направление вектора момента $M(P)$ в системе координат в системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$; δ – угол, определяющий направление оси наклона O_2X_2 в абсолютной системе координат $O_3X_3Y_3Z_3$.

Анализ результатов исследований. В исследовании рассмотрена задача равновесия механической системы, моделирующей в достаточной степени ПМ на мелко-

дье. Механической системой, обладающей интегративными свойствами, является твердое тело с пространственной системой упругих связей [5,6]. Для моделирования ТС использована частная модель механической системы, включающая твердое тело на вертикальных упругих опорах, частично погруженное в воду. Выбор абсолютной системы координат ограничен условием совпадения оси наклона с горизонтальной осью системы координат. Произвол в выборе положения оси O_2X_2 как прогнозируемой оси наклона на уровне опорной поверхности (на рис. 4) исключен самими математическими преобразованиями без привлечения дополнительных условий или предположений. Полученное инвариантное описание сил полярными векторами, а моментов аксиальными векторами дает конкретное содержание прогнозу Л. Ландау о форме уравнений равновесия замкнутой системы [9]. Уравнения моментов равновесия, в общем случае, являются связанными, ранее не имевшими аналитического решения. В данной работе получено аналитическое решение уравнений равновесия моментов в системе координат с произвольным направлением осей, которые включают и решение распавшихся уравнений в системе главных центральных осей координат.

Достоверность результатов можно прогнозировать отсутствием сбоев при выполнении длинной цепи математических преобразований, заканчивающихся известными ранее математическими выражениями, имеющими теперь расширенный смысл.

Использование в практике проектирования результатов данной работы позволило определить ограничения по преодолению паромно-мостовыми машинами мелководья, оценить аналитически влияние продольного смещения ЦМ относительно ЦЖ на угловые колебания ТС при движении по суше. Разработать ММ пространственных колебаний ТС [15,17,16].

Выводы. В данном исследовании новым является:

1. Установление однородности описания реакций гидростатических сил и сил упругости пружины.
2. Построение обобщенной ММ описания статического равновесия ПМ, моделью которой является твердое тело на вертикальных упругих опорах полупогруженное в воду.
3. Аналитическое определение координат точки приложения равнодействующей вертикальных реакций упругих связей и гидростатических сил воды..
4. Аналитическое определение инвариантности линейных и угловых перемещений.
5. Нахождение аналитических описаний перехода в новое положение равновесия под действием вертикальной силы в системе координат с произвольной ориентацией горизонтальных осей.
6. Разработанная ММ пригодна для определения статического равновесия сухопутных, плавучих транспортных средств и сооружений.
7. Определенные конкретные проявления принципов инвариантности содержат предпосылки для определения ограничений на использование ЦМ как преимущественной системы отсчета в задачах динамики твердого тела.

Литература: 1. Жабров В.И. Инженерные переправочно-десантные средства СССР и России / В.И. Жабров, А.П. Степанов - http://vadimvsvar.narod.ru/ALL_OUT/TiVOut9801/AmfRS/AmfRS001.htm. 2. Семенов-Тян-Шанский В.В. Статика и динамика корабля. Теория плавучести, остойчивости и спуска / В.В. Семенов-Тян-Шанский. - Л.: Судпромгиз, 1960. - 576 с. 3. Аксенов П.В. Многоосные автомобили [2-е изд., перераб. и доп.] / П.В. Аксенов. - М.: Машиностроение, 1989. - 280 с.: ил. 4. Забавников Н.А. Основы теории транспортных гусеничных машин / Н.А. Забавников. - М.: «Машиностроение», 1975. - 448 с. 5. Найдено О.К. Амортизация судовых двигателей и механизмов / О.К. Найдено, П.П. Петров. - Л.: Судпромгиз, 1962. - 288

с. 6. Ганиев Р.Ф. Колебания твердых тел. / Р.Ф. Ганиев, В.О. Кононенко. - М.: Изд. «Наука», 1976. - 432 с. 7. Фролов К.В. Методы совершенствования машин и современные проблемы машиностроения / К.В. Фролов. - М.: Машиностроение, 1984. - 223 с. 8. Задеев Е.П. Определение равновесия плавающей машины на мелководье после приема груза / Е.П. Задеев. - М.: Издание МАДИ, 1982, - 115 с. [Сборник научных трудов МАДИ: "Исследование и расчет вездеходных транспортных средств и автопоездов"; с. 105-113]. 9. Ландау Л.Д. Теоретическая физика: учеб. пособие в 10-ти т. [т. I "Механика", 4-е изд., испр.] / Л.Д. Ландау, Е.М. Лифшиц. - М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1988. - 216 с. 10. Матвеев А.Н. Механика и теория относительности / А.Н. Матвеев. - М.: ООО «Издательство «Мир и Образование», 2003. - 432 с.: ил. - (Учебн. для студентов вузов; 3-е изд.). 11. Лойцянский Л.Г. Курс теоретической механики / Л.Г. Лойцянский, А.И. Лурье. - М.: Физматгиз, 1982. - 352 с. - (В 2-х томах. Т. I, "Статика и кинематика"). 12. Лойцянский Л.Г. Курс теоретической механики / Л.Г. Лойцянский, А.В. Лурье. - М.: Физматгиз, 1983. - 640 с. - (В 2-х томах. Т. II, "Динамика"). 13. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов [2-е изд.] / В.И. Феодосьев. - М.: Физматгиз, 1962. - 536 с. 14. Холево А.С. Статистическая структура квантовой механики и скрытые параметры / А.С. Холево. - М.: Знание, 1985. - 32 с. - (Новое в жизни, науке и технике. Сер. "Математика, кибернетика", №6). 15. Задеев Е.П. О структуре уравнений динамики на примере описания колебаний гусеничной машины / Е.П. Задеев // Сб. научных трудов МАДИ. - 1988. - С. 75-80. 16. Серикова Т.В. Исследование колебаний паромно-мостовой машины со смещенным центром масс в продольной плоскости / Т.В. Серикова // Сб. научных трудов МАДИ. - 1988. - С. 81-83. 17. Задеев Е.П. Пространственные колебания транспортного средства / Е.П. Задеев // - Механика та машинобудування. - 2000. - № 1 - С. 261-270.

Bibliography (transliterated): 1. Zhabrov V.I. Inzhenernye perepravochno-desantnye sredstva SSSR i Rossii / V.I. Zhabrov, A.P. Stepanov http://vadimvswar.narod.ru/ALL_OUT/TiVOut9801/AmfRS/AmfRS001.htm. 2. Semenov-Tjan-Shanskij V.V. Statika i dinamika korablja. Teorija plavuchesti, ostoichivosti i spuska / V.V. Semenov-Tjan-Shanskij. L.: Sudpromgiz, 1960. 576 s. 3. Aksenov P.V. Mnogoosnye avtomobili [2-e izd., pererab. i dop.] / P.V. Aksenov. - M.: Mashinostroenie, 1989. 280 s.: il. 4. Zabavnikov N.A. Osnovy teorii transportnyh gusenichnyh ma-shin / N.A. Zabavnikov. M.: «Mashinostroenie», 1975. 448 s. 5. Najdenko O.K. Amortizacija sudovyh dvigatelej i mehanizmov / O.K. Najdenko, P.P. Petrov. - L.: Sudpromgiz, 1962. 288 s. 6. Ganiev R.F. Kolebanija tverdyh tel. / R.F. Ganiev, V.O. Kononenko. M.: Izd. «Nauka», 1976. 432 s. 7. Frolov K.V. Metody sovershenstvovaniya mashin i sovremennye problemy ma-shinostroeniya / K.V. Frolov. M.: Mashinostroenie, 1984. 223 s. 8. Zadeev E.P. Opredelenie ravnovesija plavajushhej mashiny na melkovod'e posle priema gruzha / E.P. Zadeev. M.: Izdanie MADI, 1982, 115 s. [Sbornik nauchnyh trudov MADI: "Issledovanie i raschet vezdehodnyh transportnyh sredstv i avtopoezdov"; s. 105-113]. 9. Landau L.D. Teoreticheskaja fizika: ucheb. posobie v 10-ti t. [t. I "Mehanika", 4-e izd., ispr.] / L.D. Landau, E.M. Lifshic. - M.: Nauka, Gl. red. fiz.-mat. lit., 1988. - 216 s. 10. Matveev A.N. Mehanika i teorija otnosi-tel'nosti / A.N. Matveev. M.: ООО «Izdatel'stvo «Mir i Obrazovanie», 2003. 432 s.: il. (Uchebn. dlja studentov vuzov; 3-e izd.). 11. Lojcjanskij L.G. Kurs teoreticheskoy mehaniki / L.G. Lojcjanskij, A.I. Lur'e. - M.: Fizmatgiz, 1982. - 352 s. (V 2-h tomah. T. I, "Statika i kinematika"). 12. Lojcjanskij L.G. Kurs teoreticheskoy mehaniki / L.G. Lojcjanskij, A.V. Lu-r'e. - M.: Fizmatgiz, 1983. - 640 s. (V 2-h tomah. T. II, "Dinamika"). 13. Feodos'ev V.I. So-protivlenie materialov [2-e izd.] / V.I. Feodos'ev. M.: Fizmatgiz, 1962. 536 s. 14. Holevo A.S. Statisticheskaja struktura kvantovoj mehaniki i skrytye parametry / A.S. Holevo. - M.: Znanie, 1985. - 32 s. - (Novoe v zhizni, nauke i tehnikе. Ser. "Matematika, kibernetika", №6). 15. Zadeev E.P. O strukture uravnenij dinamiki na primere opisanija kolebanij guse-nichnoj mashiny / E.P. Zadeev // Sb. nauchnyh trudov MADI. 1988. - S. 75-80. 16. Serikova T.V. Issledovanie kolebanij paromno-mostovoj mashiny so smeshhennym centrom mass v prodol'-noj ploskosti / T.V. Serikova // Sb. nauchnyh trudov MADI. 1988. - S. 81-83. 17. Zadeev E.P. Prostranstvennye kolebanija transportnogo sredstva / E.P. Zadeev // - Mehanika ta mashino-buduvannja. 2000. № 1 S. 261-270.

Задєєв Є.П.

РІВНОВАГА МАШИНИ-АМФІБІЇ НА МІЛКОВОДДІ.
(Реалізація принципу інваріантності)

Розроблена математична модель (ММ) переходу в нове положення рівноваги плаваючої машини, яка частково спирається на підвіску при прийомі (знятті) вантажу. ММ описує властивості системи, що включає тверде тіло, вертикальні пружні зв'язки, гідростатичні сили. ММ не містить обмежень жорсткості зв'язків ($0 \leq c \leq \infty$). Для вертикальних реакцій пружних зв'язків уперше аналітично визначена в просторі точка прикладення рівнодійної, що дозволило усі сили в рівняннях представити фізичними (полярними) векторами, а моменти представити моментами пар сил (аксіальними векторами). Рівняння рівноваги є інваріантами. Незалежно від вибору системи відліку переміщення довільної точки під дією вертикальної сили визначається лінійним переміщенням центру жорсткості (ЦЖ) і кутовим переміщенням твердого тіла відносно горизонтальної осі, що проходить через ЦЖ. Уперше побудовані аналітичні залежності, що визначають нахили твердого тіла в системі координат з довільним напрямом горизонтальних осей.

Задєєв Е. П.

РАВНОВЕСИЕ МАШИНЫ-АМФИБИИ НА МЕЛКОВОДЬЕ.
(Реализация принципа инвариантности)

Разработана математическая модель (ММ) перехода в новое положение равновесия плавающей машины, которая частично опирается на подвеску при приеме (снятии) груза. ММ описывает свойства системы, включающей твердое тело, вертикальные упругие связи, гидростатические силы. ММ не содержит ограничений жесткости связей ($0 \leq c \leq \infty$). Для вертикальных реакций упругих связей впервые аналитически определена в пространстве точка приложения равнодействующей, что позволило все силы в уравнениях представить физическими (полярными) векторами, а моменты представить моментами пар сил (аксиальными векторами). Уравнения равновесия являются инвариантами. Независимо от выбора системы отсчета перемещения произвольной точки под действием вертикальной силы определяется линейным перемещением центра жесткости (ЦЖ) и угловым перемещением твердого тела относительно горизонтальной оси, проходящей через ЦЖ. Впервые построены аналитические зависимости, определяющие наклоны твердого тела в системе координат с произвольным направлением горизонтальных осей.

Zadeev E.P.

BALANCE OF THE AMPHIBIOUS CAR IN THE SHOALING WATER.
(The realization of the invariance principle)

The mathematical model (MM) transition to a new equilibrium position of floating machine, which is in part based on a hanger at the intake (withdrawal) of cargo. MM describes the properties of a system which includes solid, vertical elastic links, hydrostatic forces. MM does not contain any restrictions rigidity links ($0 \leq c \leq \infty$). For vertical reactions with elastic links analytically defined in the space of the point of application of the resultant, which allowed all the forces in the equations provide physical (polar) vectors, and moments to present moments couples forces (axial vectors). The equilibrium equation are invariants. Regardless of the choice of the reference system moving an arbitrary point under the vertical force is determined by the linear movement of the center of rigidity (CR) and angular displacement of a solid body about a horizontal axis passing through the CR. First built analytical dependences determining tendencies of a rigid body in a coordinate system with an arbitrary direction of the horizontal axes.

ОЦІНКА НАДІЙНОСТІ СИСТЕМИ «АВТОМОБІЛЬ-ДОРОГА» ПРИ ЗАБЕЗПЕЧЕННІ ПРОВЕДЕННЯ СПЕЦІАЛЬНОЇ ОПЕРАЦІЇ

Постановка проблеми: Забезпечення автомобільною технікою угруповування військ при проведенні спеціальної операції безпосередньо організовує начальник автомобільної служби під керівництвом заступника командира з озброєння та техніки на підставі рішення командира військової частини. Після одержання завдання начальник автомобільної служби його осмислює, оцінює обстановку, яка склалася по службі, проводить розрахунок часу, визначає заходи, які необхідно провести в першу чергу, віддає попередні розпорядження, готує пропозиції з організації забезпечення в рішення заступника командира з озброєння та техніки [1].

Під час осмислення завдання та оцінки обстановки начальник автомобільної служби уточнює ряд даних: технічний стан машин, можливий вихід машин з ладу в результаті зношення, стан доріг, колонних шляхів, враховуються пора року, час доби і стан погоди та ін. [1].

Технічний стан машин оцінюється за допомогою коефіцієнта технічної готовності, коефіцієнта готовності, коефіцієнта оперативної готовності [2,6]. Але високі значення цих коефіцієнтів не гарантують виконання завдання, тому що при підготовці до проведення спеціальної операції начальник автомобільної служби, заступник командира частини з озброєння і техніки окрім оцінки стану автомобільної та броньованої техніки (АБТ) повинні оцінити маршрути руху і стан доріг по яким будуть рухатися транспортні засоби. Так, навіть при значенні коефіцієнта оперативної готовності АБТ угруповання військ = 0,97 при ймовірності подолання маршруту = 0,1 ймовірність прибуття техніки до місця проведення спеціальної операції буде складати лише 0,097, що може привести до зриву спеціальної операції. Виникає необхідність розгляду надійності системи «автомобіль-дорога».

Аналіз останніх досліджень і публікацій: Оцінка стану готовності техніки розглядається в роботах [2,6]. Процес взаємодії колеса з дорожнім покриттям, розглядається в роботах [4]. Надійність автомобіля та надійність дорожнього покриття розглядається в роботах [3,6,7]. Однак в цих роботах надійність системи «автомобіль-дорога» при низькій якості автомобільних доріг у контексті забезпечення виконання спеціальної операції не оцінювалася.

Мета статті: Визначення і обґрунтування показника надійності системи «автомобіль-дорога», який би враховував і стан АБТ і стан дорожнього покриття на маршрутах руху, що плануються при проведенні спеціальної операції.

Виклад основного матеріалу: Для оцінки стану АБТ при підготовці до проведення спеціальної операції посадовими особами технічних частин пропонується комплексний показник для інтегральної оцінки двох властивостей надійності техніки (ремонтпридатності та безвідмовності) - коефіцієнт оперативної готовності ($K_{ог}$) [ст.1]. Коефіцієнт оперативної готовності – це ймовірність того, що система виявиться в працездатному стані у будь-який момент часу, крім запланованих періодів, коли викорис-

тання об'єкта за призначенням не передбачається, і починаючи з цього моменту, буде працювати безвідмовно протягом заданого періоду [3,6]. Коефіцієнт оперативної готовності, як показник рівня технічного стану АБТ може використовуватися для прогнозування виконання поставлених завдань на період проведення спеціальної операції.

Що стосується автомобільних доріг, то стан покриття автомобільних доріг у залежності від дорожніх умов може різко змінюватися на різних їх ділянках і на відносно незначних відстанях між ними.

Автомобільні дороги розділені на п'ять категорій [8,9]. Дороги I і II категорії з капітальними типами покриттів найбільш повно відповідають умовам дорожнього руху. До них відносять, нові автомагістралі з кількома смугами руху в кожному напрямку і двосмугові, з однієї смуги руху в одному напрямку. Широкі смуги руху (3.75 м), обмежені максимальні ухили (3...4 відсотків), і збільшені радіуси повороту ширші узбіччя забезпечують на цих дорогах безпеку руху і достатню пропускну здатність. Дороги III категорії розраховані для менш інтенсивного руху мають легке удосконалене покриття. Ширина кожної смуги руху такої дороги може бути зменшена до 3,5 м, радіуси кривих до 400 м, максимальні ухили до 5%. До IV категорії відносять дороги з твердим покриттям, але не завжди удосконалені (бруківка, гравій). Ширина смуг руху на них не більше 3 м, мінімальний радіус вигину 250 м, максимально поздовжні ухили 6%. До V категорії відносять профільовані дороги з не твердим покриттям (що проходять по природному ґрунту). Іноді їх поверхні оброблюють спеціальними домішками, що в'яжуть ґрунт і підвищують стійкість верхнього шару. Кожна із приведених категорій доріг може бути непроїзною із за впливу природних факторів, або суб'єктивних причин.

Загальна оцінка надійності автомобільної дороги під час експлуатації проводиться відповідно до класичної теорії надійності за допомогою основних показників довговічності, ремонтпридатності, безвідмовності, збереженості дороги [5]. Як показники техніки так і окремі показники дороги не дають можливості оцінювати спроможність техніки долати маршрут та виконувати задачу по перевезенню вантажів та особового складу. Тому необхідно ввести показник, який дозволив би оцінювати можливість подолання маршруту АБТ угруповування військ. Одним із показників безвідмовності системи автомобіль-дорога може бути ймовірність подолання маршруту. Ймовірність подолання маршруту P_1 називається ймовірність того, що по дорозі буде можливим рух автомобіля із заданими характеристиками.

Ймовірність подолання маршруту залежить від великої кількості факторів, а саме:

- Стану дорожнього покриття та шини;
- Навантаження на дорожнє покриття (швидкість руху, маса транспортних засобів);
- Кліматичних умов (температура, вологість, тиск);
- Інтенсивності руху;
- Механічних факторів (коливання, частота);
- Радіаційної обстановки;
- Впливу хімічних речовин (сіль, кислота) та ін.

Під час оцінки ймовірності подолання маршруту усі фактори врахувати дуже важко, тому у якості першого шагу оцінимо можливість руху автомобіля по дорозі станом дорожнього покриття та шини. У якості оціночного показника візьмемо коефіцієнт зчеплення колеса з дорожнім покриттям φ . Коефіцієнт зчеплення шин з дорожнім пок-

риттям є відношення максимально можливого на даній ділянці дороги значення сили зчеплення між шинами транспортного засобу з поверхнею дороги P_m до маси цього транспортного засобу G тобто:

$$\varphi = \frac{P_m}{G} . \quad (1)$$

Коефіцієнт зчеплення φ , залежить від багатьох факторів: ступеня спрацьованості рисунка протектора шин, тиску у шинах, швидкості руху, виду і стану дорожнього покриття тощо. В таблиці 1 надано середні величини коефіцієнта зчеплення шин з дорожнім покриттям для різних типів поверхонь руху.

Тоді ймовірність подолання маршруту можна записати:

$$P_1 = P(\varphi) . \quad (2)$$

Таблиця 1

Коефіцієнт зчеплення шин з дорожнім покриттям φ для різних типів поверхонь руху

Дорожнє покриття	φ
Асфальтобетонне, цементобетонне:	
сухе	0,7-0,8
мокре	0,4-0,6
Щебенева:	
сухе	0,6-0,7
мокре	0,3-0,5
Грунтова дорога:	
суха	0,5-0,6
мокра	0,2-0,4
Покрита укатаним снігом дорога	0,2-0,3
Ожеледиця	0,1-0,2

У якісному вигляді графік залежності ймовірності подолання маршруту від коефіцієнту зчеплення шин з дорожнім покриттям представлено на рисунку 1.

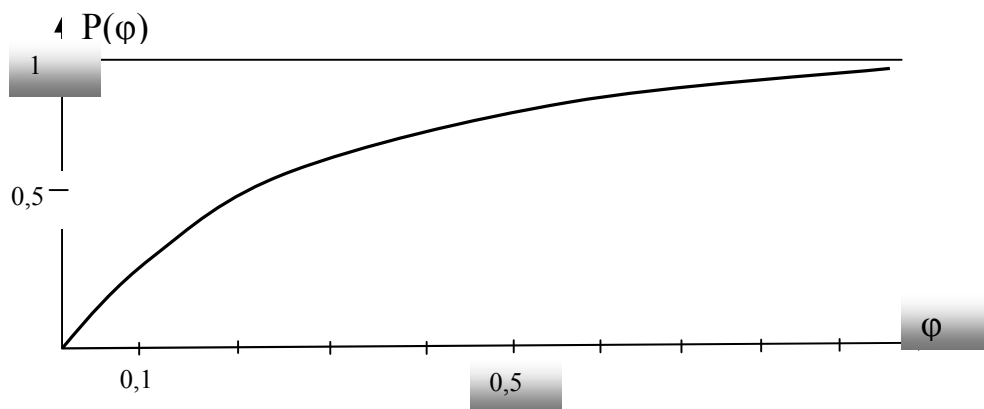


Рис. 1. Графік залежності ймовірності подолання маршруту від коефіцієнту зчеплення шин з дорожнім покриттям.

Із графіка видно, що при низькому значенні коефіцієнта зчеплення коліс з дорогою (ожеледиця, мокра дорога), ймовірність подолання маршруту теж буде низькою, та навпаки при високому значенні коефіцієнта зчеплення коліс з дорогою (сухе асфальтобетонне покриття), ймовірність подолання маршруту буде добігати одиниці.

Однак $P_1 = P(\varphi)$ не в повній мірі може характеризувати виконання спеціального завдання, тому у якості комплексного показника безвідмовності системи «автомобіль-дорога» пропонується коефіцієнт можливості здійснення перевезень $K_{мзн}$.

Коефіцієнт оперативної готовності та ймовірність подолання маршруту є подіями непов'язаними та незалежними. Відповідно до теореми перемноження ймовірностей непов'язаних та незалежних подій вираз для коефіцієнту можливості здійснення перевезень можна записати в наступному вигляді

$$K_{мзн} = K_{ог} \cdot P(\varphi). \quad (3)$$

Так наприклад при значеннях коефіцієнту оперативної готовності $K_{ог} = 0,9$ та ймовірності подолання маршруту $P(\varphi) = 0,8$ (сухе асфальтобетонне покриття) коефіцієнт можливості здійснення перевезень буде $K_{мзн} = 0,72$, а при значеннях коефіцієнту оперативної готовності $K_{ог} = 0,9$ та ймовірності подолання маршруту $P(\varphi) = 0,6$ (мокре асфальтобетонне покриття) коефіцієнт можливості здійснення перевезень буде $K_{мзн} = 0,54$, що відповідає ймовірності виконання завдань АБТ при проведенні спеціальної операції угрупованням військ.

Висновки: Таким чином, запропоновано у якісному вигляді графік залежності ймовірності подолання маршруту від коефіцієнту зчеплення шин з дорожнім покриттям, отримано та обґрунтовано формулу, що дозволяє оцінювати ймовірність виконання поставленого завдання автомобільною та броньованою технікою угрупованням військ при проведенні спеціальної операції.

Задачею наступних досліджень є визначення характеру залежності ймовірності перебування дороги в працездатному стані від коефіцієнту зчеплення шин з дорожнім покриттям.

Список літератури: 1. Наказ командувача ВВ МВС України № 1402 від 2003р. Наставна з автомобільної служби у внутрішніх військах МВС України. 2. Воинские автомобильные перевозки. Автомобильный транспорт служб тыла [Текст]. – М.: ВИ МО СССР. – 1975. – С. 279. 3. Форнальчик Є.Ю. Технічна експлуатація та надійність [Текст]/ Є.Ю.Форнальчик, М.С.Оліскевич, О.Л.Мастикаш, Р.А.Пельо // – Львів.: Афіша. – 2004. - С. 125. 4. Бурачек В. Г., Шульц Р. В. мобільна система автоматизованого цифрового знімання параметрів автомобільної дороги. Безпека дорожнього руху., 2005/3-4. 5. Степанов И. С. Покровский Ю. Ю., Лмакин В. В., Москалева Ю. Г. Влияние элементов системы «родитель-автомобиль дорога-среда» на безопасность дорожного движения: Учебное пособие – М.: МГТУ «МАМИ», 2011. – 171 с. 6. Надежность и эффективность в технике: Справочник: в 10 т./Ред. Сонет: Авдеевский и др.. – М.: Машиностроение, 1986. Т. 2: Математические методы в теории надежности и эффективности /Под ред. Б. В. Гнеденко. -280 с.: ил. 7. Відомчі будівельні норми України. Споруди

транспорт. Дорожній одяг нежорсткого типу. ВБН В.2.3-218-186-2004. Київ. УКРАВТО-ДОР:- 2004. 8. Автомобільні дороги: Учебное пособие для ВУЗов/ Под ред. В. С. Порожнякова.- М.: Транспорт, 1983. 303 с. 9. СНиП 2.05.02-85 (1997) АВТОМОБІЛЬНІ ДОРОГИ.

Bibliography (transliterated): 1. Nakaz komanduvacha VV MVS Ukrayini № 1402 vid 2003r. Nastanova z avtomobilnoyi sluzhbi u vnutrishnih viyskah MVS Ukrayini. 2. Voinskie avtomobilnyie perevozki. Avtomobilnyiy transport sluzhb tyila [Tekst]. – M.: VI MO SSSR. – 1975. – S. 279. 3. Fornalchik E.Yu. Tehnichna ekspluatatsiya ta nadiynist [Tekst]/ E.Yu.Fornalchik, M.S.Oliskevich, O.L.Mastikash, R.A.Pelo // – LvIv.: Afisha. – 2004. - S. 125. 4. Burachek V. G., Shults R. V. mobilna sistema avtomatizovanogo tsifrovogo znimannya parametriv avtomobilnoyi dorogi. Bezpeka dorozhnogo ruhu., 2005/3-4. 5. Stepanov I. S. Pokrovskiy Yu. Yu., Lmakin V. V., Moskaleva Yu. G. Vliyanie elementov sistemyi «roditel-avtomobil doroga-sreda» na bezopasnost dorozhnogo dvizheniya: Uchebnoe posobie – M.: MGTU «MAMI», 2011. – 171 s. 6. Nadezhnost i effektivnost v tehnikе: Spravochnik: v 10 t./Red. Sonet: Avduevskiy i dr.. – M.: Mashinostroenie, 1986. T. 2: Matematicheskie metody v teorii nadezhnosti i effektivnosti /Pod red. B. V. Gnedenko. -280 s.: il. 7. Vidomchi budivelni normi Ukrayini. Sporudi transportu. Dorozhniy odyag nezhorstkogo tipu. VBN V.2.3-218-186-2004. KiYiv. UKRAVTODOR:- 2004. 8. Avtomobilni dorogi: Uchebnoe posobi dlya VUZov/ Pod red. V. S. Porozh-nyakova.-M.:Transport, 1983. 303 s. 9. SNiP 2.05.02-85 (1997) AVTOMOBILNI DOROGL.

Іванченко А.О.

ОЦІНКА НАДІЙНОСТІ СИСТЕМИ «АВТОМОБІЛЬ-ДОРОГА» ПРИ ЗАБЕЗПЕЧЕННІ ПРОВЕДЕННЯ СПЕЦІАЛЬНОЇ ОПЕРАЦІЇ

Розглянуто показники, що оцінюють технічний стан автобронетанкової техніки ВВ МВС України та дороги. Запропоновано показник для оцінки системи «автомобіль-дорога» при забезпеченні проведення спеціальної операції.

Іванченко А.О.

ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ СИСТЕМЫ «АВТОМОБИЛЬ-ДОРОГА» ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ ПРОВЕДЕНИЯ СПЕЦИАЛЬНОЙ ОПЕРАЦИИ

Рассмотрены показатели, оценивающие техническое состояние автобронетанковой техники ВВ МВД Украины и дороги. Предложен показатель для оценки системы «автомобиль-дорога» при обеспечении проведения специальной операции.

Ivanchenko A.O.

THE ASSESSMENT RELIABILITY OF SYSTEM "CAR-ROAD" WHILE ENSURING THE SPECIAL OPERATION.

The indices that assess the technical condition of the car, armored vehicles of interior troops MIA Ukraine and the road are considered. The indicator for assess of system "car-road" while ensuring the special operation is proposed.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДЕЛЬНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЛЕГКОВЫХ АВТОМОБИЛЕЙ

Постановка проблемы. Развитие конструкций легковых автомобилей сопровождается ростом показателей их динамических свойств. Динамические свойства определяют способность автомобиля вписываться в напряженный городской транспортный поток. Одним из показателей динамических свойств является ускорение автомобиля, развиваемое при трогании с места или при разгоне с определенной скорости.

Проведенные ранее исследования показали наличие предельных (максимально возможных) скоростей и ускорений легковых автомобилей, определяемых сцеплением ведущих колес с дорогой.

В настоящей статье исследовано влияние компоновочных схем легковых автомобилей на их предельные динамические показатели.

Анализ последних исследований и публикаций. В работе [1] определены потенциальные динамические характеристики автомобиля со всеми ведущими колесами. При условии равенства касательных реакций предельным силам по сцеплению в контакте ведущих колес с дорогой определено максимально возможное ускорение автомобиля [1]

$$\dot{V}_a = \varphi_{x\max} \cdot g - \frac{k \cdot F}{m_a} \cdot V_a^2, \quad (1)$$

где V_a , $\dot{V}_a$ – линейные ускорения и скорость автомобиля; $\varphi_{x\max}$ – максимальный касательный коэффициент сцепления колес с дорогой; g – ускорение свободного падения, $g=9,81\text{ м/с}^2$; F – площадь лобового сечения (мидель) автомобиля; m_a – общая масса автомобиля; k – коэффициент сопротивления воздуха,

$$k = \frac{c_x}{2} \cdot \rho; \quad (2)$$

c_x – коэффициент лобового аэродинамического сопротивления (коэффициент обтекаемости); ρ – плотность воздуха.

Из уравнения (1) в работе [2] определена максимально возможная линейная скорость автомобиля по условию реализации предельных сил сцепления ведущих колес с дорогой

$$V_{\text{анред}} = \sqrt{\frac{m_a \cdot g \cdot \varphi_{x\max}}{k \cdot F}}. \quad (3)$$

Если в уравнении (1) провести преобразование, то оно примет следующий вид:

© М.А. Подригало, 2013

$$\dot{V}_a = \varphi_{x \max} \cdot g \left(1 - \frac{k \cdot F}{m_a \cdot \varphi_{x \max} \cdot g} \cdot V_a^2 \right) = \varphi_{x \max} \cdot g \cdot k_V, \quad (4)$$

где k_V – коэффициент, учитывающий влияние скорости на величину предельного линейного ускорения автомобиля при полной реализации сцепного веса,

$$k_V = 1 - \frac{k \cdot F}{m_a \cdot \varphi_{x \max} \cdot g} \cdot V_a^2. \quad (5)$$

Коэффициент k_V представляет собой отношение максимально возможного ускорения автомобиля при скорости V_a к максимально возможному ускорению при $V_a = 0$.

Однако в указанных работах [1, 2] не определены предельные динамические показатели легковых автомобилей, имеющих не все ведущие колеса (переднеприводных и заднеприводных).

Цель и постановка задач исследования. Целью исследования является определение предельных по условию сцепления ведущих колес с дорогой динамических показателей переднеприводных и заднеприводных автомобилей.

Для достижения указанной цели необходимо решить следующие задачи:

- определить предельные динамические показатели переднеприводных легковых автомобилей;
- определить предельные динамические показатели заднеприводных легковых автомобилей;
- провести сравнение предельных динамических параметров переднеприводных и заднеприводных автомобилей.

Предельные динамические показатели переднеприводных легковых автомобилей. На рис. 1 приведена схема сил, действующих на переднеприводный автомобиль, движущийся в режиме разгона. На схеме (рис. 1) в качестве примера показана компоновка автомобиля Renault с двигателем, расположенным впереди, и передними ведущими колесами [3].

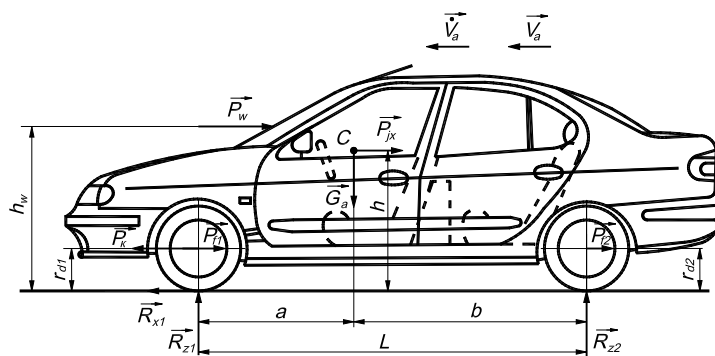


Рис. 1. Схема сил, действующих на переднеприводный автомобиль.

Переднеприводные автомобили с расположением двигателя спереди издавна привлекали конструкторов двумя положительными свойствами – компактностью силового агрегата и резко выраженной недостаточной поворачиваемостью, что делает движение автомобиля с высокой скоростью более безопасным [4]. Однако в режиме разгона происходит снижение величины нормальных реакций на передних ведущих колесах,

что влечет за собой ухудшение предельных динамических показателей переднеприводных автомобилей.

Уравнение поступательного движения автомобиля (уравнение тяговой динамики) имеет следующий вид

$$m_a \cdot \dot{V}_a = P_k - P_f - P_w, \quad (6)$$

где P_k – тяговая сила автомобиля; P_f – суммарная сила сопротивления качению всех колес автомобиля,

$$P_f = P_{f1} + P_{f2} = G_a \cdot f = m_a \cdot g \cdot f; \quad (7)$$

P_{f1} ; P_{f2} – суммарные силы сопротивления качению колес передней и задней осей автомобиля, соответственно; G_a – общий вес автомобиля; f – коэффициент сопротивления качению колес; P_w – сила аэродинамического сопротивления,

$$P_w = k \cdot F \cdot V_a^2. \quad (8)$$

Суммарная нормальная реакция дороги на колесах передней оси определяется из условия равенства нулю суммы моментов сил, действующих относительно оси задних колес

$$R_{z1} = m_a \cdot g \cdot \frac{b}{L} - P_{jx} \cdot \frac{h - r_{\partial 2}}{L} - P_w \cdot \frac{h_w - r_{\partial 2}}{L} + (P_k - P_{f1}) \cdot \frac{r_{\partial 1} - r_{\partial 2}}{L}, \quad (9)$$

где b – расстояние от задней оси до проекции центра масс автомобиля на горизонтальную плоскость; L – продольная колесная база автомобиля; h – высота центра масс автомобиля; h_w – высота центра парусности автомобиля относительно опорной поверхности; $r_{\partial 1}$ – динамический радиус передних (ведущих) колес; $r_{\partial 2}$ – динамический радиус задних (ведомых) колес; P_{jx} – сила инерции поступательного движения автомобиля,

$$|P_{jx}| = m_a \cdot \dot{V}_a. \quad (10)$$

Предельные динамические показатели автомобиля (тяговая сила и ускорение) реализуются при равенстве суммарной касательной реакции R_{x1} на ведущих колесах предельной силе по сцеплению $\varphi_{x\max} \cdot R_{z1}$. В этом случае предельная суммарная тяговая сила

$$P_{k\text{пред}} = \varphi_{x\max} \cdot R_{z1} + P_{f1} = (\varphi_{x\max} + f) \cdot R_{z1}, \quad (11)$$

где $\varphi_{x\max}$ – максимальное значение продольного коэффициента сцепления.

Умножив левую и правую части уравнения (9) на $(\varphi_{x\max} + f)$ и учитывая соотношения (6) и (10) определим предельную по условию сцепления передних ведущих колес с дорогой тяговую силу

$$P_{k\text{пред}} = m_a \cdot g \cdot (\varphi_{x\max} + f) \cdot \frac{\frac{b}{L} + f \cdot \frac{h - r_{\partial 2}}{L} + \frac{k \cdot F}{m_a \cdot g} \cdot V_a^2 \cdot \frac{h - h_w}{L}}{1 + f \cdot \frac{h - r_{\partial 2}}{L} + \varphi_{x\max} \cdot \frac{h - r_{\partial 1}}{L}}. \quad (12)$$

Предельная по условию сцепления ведущих передних колес с дорогой эффективная мощность двигателя

$$N_{e\text{перед}} = \frac{P_{k\text{перед}} \cdot V_a}{\eta_{\text{обш}}^{mp} \cdot (1 - S_{x\text{кр}1})}, \quad (13)$$

где $\eta_{\text{обш}}^{mp}$ – общий КПД трансмиссии автомобиля; $S_{x\text{кр}1}$ – критическое продольное буксование передних ведущих колес, соответствующее получению $\varphi_{x\text{max}}$;

$$S_{x\text{кр}1} = 1 - \frac{V_a}{\omega_{\kappa 1} \cdot r_{\partial 1}}, \quad (14)$$

где $\omega_{\kappa 1}$ – угловая скорость передних ведущих колес.

После подстановки (12) в (13) получим

$$N_{e\text{перед}} = \frac{m_a \cdot g \cdot (\varphi_{x\text{max}} + f) \cdot V_a}{\eta_{\text{обш}}^{mp} \cdot (1 - S_{x\text{кр}1})} \cdot \frac{\frac{b}{L} + f \cdot \frac{h - r_{\partial 2}}{L} + \frac{k \cdot F}{m_a \cdot g} \cdot V_a^2 \cdot \frac{h - h_w}{L}}{\left(1 + f \cdot \frac{h - r_{\partial 2}}{L} + \varphi_{x\text{max}} \cdot \frac{h - r_{\partial 1}}{L}\right)}. \quad (15)$$

Подставляя выражение для $P_{k\text{перед}}$ в уравнение (6), определим предельное по условию сцепления передних ведущих колес с дорогой ускорение автомобиля

$$\dot{V}_{a\text{перед}} = g \cdot \varphi_{x\text{max}} \cdot \frac{\frac{b}{L} - \frac{a}{L} \cdot \frac{f}{\varphi_{x\text{max}}} + f \cdot \frac{r_{\partial 1} - r_{\partial 2}}{L} - \frac{k \cdot F \cdot V_a^2}{m_a \cdot g \cdot \varphi_{x\text{max}}} \cdot \left[1 + f \cdot \frac{h_w - r_{\partial 2}}{L} + \varphi_{x\text{max}} \cdot \frac{h_w - r_{\partial 1}}{L}\right]}{1 + f \cdot \frac{h - r_{\partial 2}}{L} + \varphi_{x\text{max}} \cdot \frac{h - r_{\partial 1}}{L}}, \quad (16)$$

где a – расстояние от передней оси до проекции центра масс на горизонтальную плоскость.

Если принять допущение, что $h_w \approx h$, $r_{\partial 1} = r_{\partial 2} = r_{\partial}$ то уравнение (16) упростится

$$\dot{V}_{a\text{перед}} = g \cdot \varphi_{x\text{max}} \cdot \left[\frac{\frac{b}{L} - \frac{a}{L} \cdot \frac{f}{\varphi_{x\text{max}}}}{1 + (\varphi_{x\text{max}} + f) \cdot \frac{h - r_{\partial}}{L}} - \frac{k \cdot F}{m_a \cdot g \cdot \varphi_{x\text{max}}} \cdot V_a^2 \right]. \quad (17)$$

Коэффициент влияния скорости движения на предельное ускорение переднеприводного автомобиля будет равен

$$k_{VII} = \frac{\frac{b}{L} - \frac{a}{L} \cdot \frac{f}{\varphi_{x\text{max}}}}{1 + (\varphi_{x\text{max}} + f) \cdot \frac{h - r_{\partial}}{L}} - \frac{k \cdot F}{m_a \cdot g \cdot \varphi_{x\text{max}}} \cdot V_a^2. \quad (18)$$

На рис. 2 приведены графики зависимости коэффициента k_{VII} от скорости для переднеприводного легкового автомобиля Renault, имеющего $L = 2,441$ м; $k = 0,23$ Н·с²/м⁴;

$r_{o2} = 0,287$ м, $F = 2,111$ м² и параметры при частичной загрузке (один водитель) $m_a = 960$ кг; $a/L = 0,41$; $b/L = 0,59$; $h/L = 0,24$. В полностью груженом состоянии $m_a = 1330$ кг; $a/L = 0,45$; $b/L = 0,55$; $h/L = 0,24$. Принято $f = 0,014$.

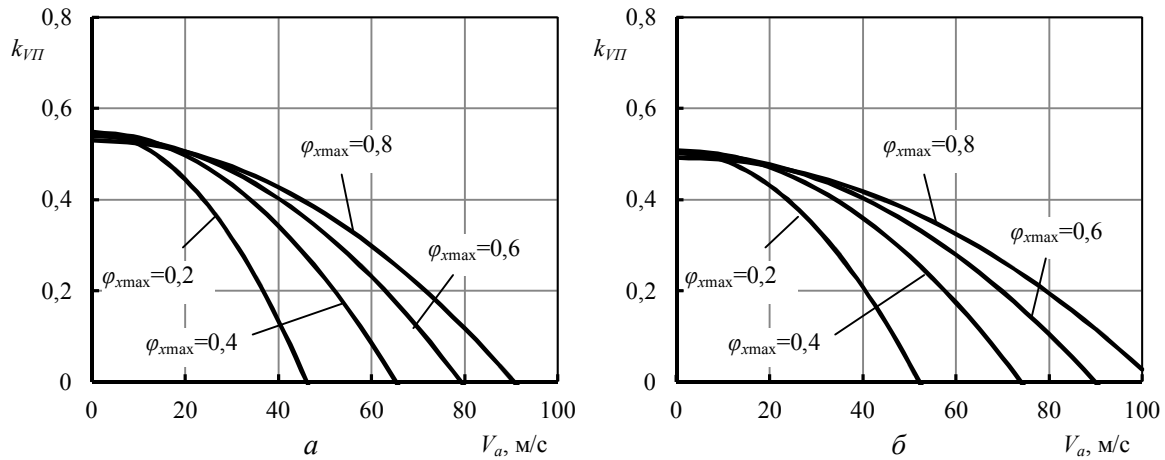


Рис. 2. Зависимости $k_{vII}(V_a)$: а – переднеприводный автомобиль Renault при частичной загрузке; б – переднеприводный автомобиль Renault при полной загрузке.

Предельная по условию сцепления передних ведущих колес с дорогой скорость автомобиля реализуется при $k_{vII} = 0$. Из уравнения (18) определим предельную скорость

$$V_{a \text{ пред}} = \sqrt{\frac{m_a \cdot g \cdot \varphi_{x \text{ max}}}{k \cdot F} \cdot \frac{\frac{b}{L} - \frac{a}{L} \cdot \frac{f}{\varphi_{x \text{ max}}}}{1 + (\varphi_{x \text{ max}} + f) \cdot \frac{h - r_o}{L}}} \quad (19)$$

На рис. 3 приведены графики зависимости предельного ускорения $V_{a \text{ пред}}$ переднеприводного легкового автомобиля Renault при частичной и полной загрузке от скорости V_a на дорогах с коэффициентом сцепления $\varphi_{x \text{ max}}$, значения которого находятся в пределах $[0,2 \dots 0,8]$. Анализ графиков, приведенных на рис. 2 и рис. 3 показывает, что с увеличением скорости движения переднеприводного легкового автомобиля Renault влияние загрузки на коэффициент k_{vII} и величину предельного ускорения $V_{a \text{ пред}}$ уменьшается до достижения значения скорости $V_a = 24$ м/с при коэффициенте сцепления $\varphi_{x \text{ max}} = 0,2$, при которых коэффициент k_{vII} и величина предельного ускорения $V_{a \text{ пред}}$ при разной загрузке автомобиля одинаковы. При дальнейшем увеличении скорости V_a наблюдается повышение влияния загрузки на коэффициент k_{vII} и величину предельного ускорения $V_{a \text{ пред}}$. Аналогичная ситуация наблюдается и при коэффициенте сцепления $\varphi_{x \text{ max}} = 0,8$, при котором коэффициент k_{vII} и величина предельного ускорения $V_{a \text{ пред}}$ при разной загрузке одинаковы при скорости движения автомобиля $V_a = 45$ м/с. Также присутствует общая тенденция снижения как коэффициента влияния скорости движения k_{vII} , так и величины предельного ускорения $V_{a \text{ пред}}$ при увеличении скорости движения переднеприводного легкового автомобиля.

В то же время это сопровождается ростом предельной по условию сцепления ведущих передних колес с дорогой скорости движения V_a (рис. 4).

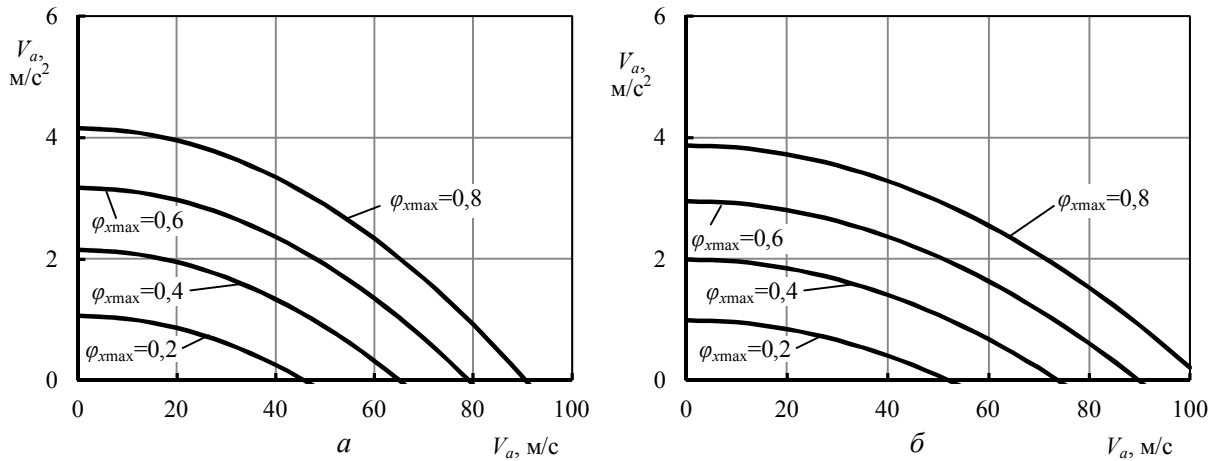


Рис. 3. Зависимости $V_{a,пред}$ (V_a) при различных значениях коэффициента сцепления $\varphi_{x\max}$:
 а – переднеприводный легковой автомобиль Renault при частичной загрузке;
 б – переднеприводный автомобиль Renault при полной загрузке.

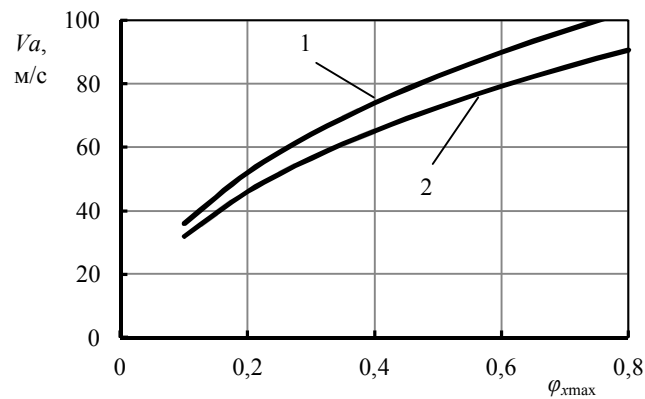


Рис. 4. Зависимость $V_{a,пред}$ ($\varphi_{x\max}$) для переднеприводного легкового автомобиля Renault:
 1 – полностью груженный автомобиль; 2 – автомобиль при частичной загрузке.

Предельные динамические показатели заднеприводных легковых автомобилей. На рис. 5 приведена схема сил, действующих на заднеприводный автомобиль в тяговом режиме движения. На схеме (рис. 5 а) в качестве примера показана компоновка автомобиля Opel Omega-V классической переднемоторной компоновки, на схеме (рис. 5 б) показана компоновка автомобиля Porsche 995 Turbo заднемоторной компоновки.

Суммарная нормальная реакция дороги на ведущих задних колесах определяется из условия равенства нулю суммы моментов сил относительно оси передних колес

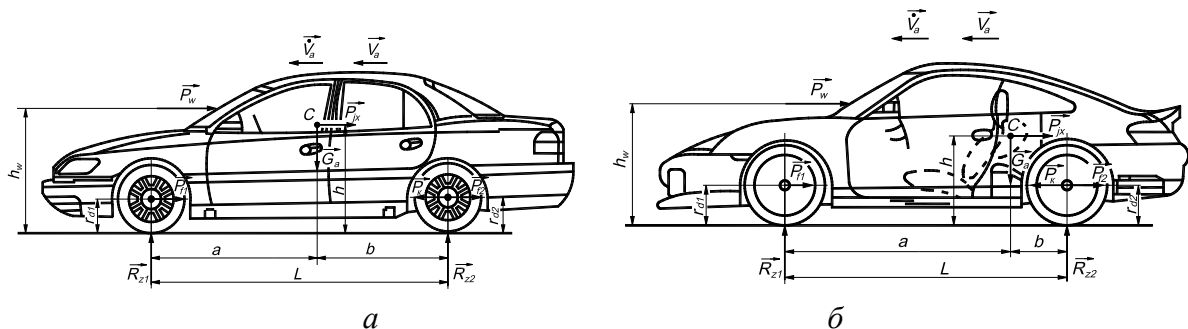


Рис. 5. Схема сил, действующих на заднеприводный автомобиль:
 а – классической переднемоторной компоновки; б – заднемоторной компоновки.

$$R_{z2} = m_a \cdot g \cdot \frac{a}{L} + P_{jx} \cdot \frac{h - r_{\partial 1}}{L} + P_w \cdot \frac{h_w - r_{\partial 1}}{L} + (P_k - P_{f2}) \cdot \frac{r_{\partial 1} - r_{\partial 2}}{L}, \quad (20)$$

где $r_{\partial 1}$ – динамический радиус передних (ведомых) колес; $r_{\partial 2}$ – динамический радиус задних (ведущих) колес.

Предельная тяговая сила на ведущих задних колесах в этом случае

$$P_{k_{пред}} = \varphi_{x \max} \cdot R_{z2} + P_{f2} = (\varphi_{x \max} + f) \cdot R_{z2}. \quad (21)$$

Решая совместно уравнения (20) и (21), получим

$$P_{k_{пред}} = m_a \cdot g \cdot (\varphi_{x \max} + f) \cdot \frac{\frac{a}{L} - f \cdot \frac{h - r_{\partial 1}}{L} - \frac{k \cdot F}{m_a \cdot g} \cdot V_a^2 \cdot \frac{h - h_w}{L}}{1 - f \cdot \frac{h - r_{\partial 1}}{L} - \varphi_{x \max} \cdot \frac{h - r_{\partial 2}}{L}}. \quad (22)$$

Предельная мощность двигателя, реализуемая по условию сцепления задних ведущих колес с дорогой

$$\begin{aligned} N_{e_{пред}} &= \frac{P_{k_{пред}} \cdot V_a}{\eta_{общ}^{mp} \cdot (1 - S_{x_{кр2}})} = \\ &= \frac{m_a \cdot g \cdot (\varphi_{x \max} + f) \cdot V_a \cdot \frac{\frac{a}{L} - f \cdot \frac{h - r_{\partial 1}}{L} - \frac{k \cdot F}{m_a \cdot g} \cdot V_a^2 \cdot \frac{h - h_w}{L}}{1 - f \cdot \frac{h - r_{\partial 1}}{L} - \varphi_{x \max} \cdot \frac{h - r_{\partial 2}}{L}}}{\eta_{общ}^{mp} \cdot (1 - S_{x_{кр2}})}, \end{aligned} \quad (23)$$

где $S_{x_{кр2}}$ – критическое продольное буксование задних ведущих колес автомобиля, соответствующее получению $\varphi_{x \max}$;

$$S_{x_{кр2}} = 1 - \frac{V_a}{\omega_{\kappa 2} \cdot r_{\partial 2}}, \quad (24)$$

где $\omega_{\kappa 2}$ – угловая скорость задних ведущих колес.

Подставляя выражение (22) в уравнение (6), определим из последнего предельное по условию сцепления с дорогой задних ведущих колес ускорение автомобиля

$$\begin{aligned} \dot{V}_{a_{пред}} &= g \cdot \varphi_{x \max} \cdot \\ &\cdot \frac{\frac{a}{L} - \frac{b}{L} \cdot \frac{f}{\varphi_{x \max}} + f \cdot \frac{r_{\partial 1} - r_{\partial 2}}{L} - \frac{k \cdot F \cdot V_a^2}{m_a \cdot g \cdot \varphi_{x \max}} \cdot \left(1 - f \cdot \frac{h_w - r_{\partial 1}}{L} - \varphi_{x \max} \cdot \frac{h_w - r_{\partial 2}}{L} \right)}{1 - f \cdot \frac{h - r_{\partial 1}}{L} - \varphi_{x \max} \cdot \frac{h - r_{\partial 2}}{L}}. \end{aligned} \quad (25)$$

Принимая допущение $h_w \approx h$, $r_{\partial 1} = r_{\partial 2} = r_{\partial}$ то упростим выражение (25)

$$\dot{V}_{a\text{пред}} = g \cdot \varphi_{x\text{max}} \cdot \left[\frac{\frac{a}{L} - \frac{b}{L} \cdot \frac{f}{\varphi_{x\text{max}}}}{1 - (\varphi_{x\text{max}} + f) \cdot \frac{h - r_{\partial}}{L}} - \frac{k \cdot F \cdot V_a^2}{m_a \cdot g \cdot \varphi_{x\text{max}}} \right]. \quad (26)$$

Коэффициент влияния скорости движения на предельное ускорение заднеприводного автомобиля

$$k_{V3} = \frac{\frac{a}{L} - \frac{b}{L} \cdot \frac{f}{\varphi_{x\text{max}}}}{1 - (\varphi_{x\text{max}} + f) \cdot \frac{h - r_{\partial}}{L}} - \frac{k \cdot F \cdot V_a^2}{m_a \cdot g \cdot \varphi_{x\text{max}}}. \quad (27)$$

Предельная по условию сцепления задних ведущих колес с дорогой скорость автомобиля определяется при $k_{V3} = 0$

$$V_{a\text{пред}} = \sqrt{\frac{m_a \cdot g \cdot \varphi_{x\text{max}}}{k \cdot F} \cdot \frac{\frac{a}{L} - \frac{b}{L} \cdot \frac{f}{\varphi_{x\text{max}}}}{1 - (\varphi_{x\text{max}} + f) \cdot \frac{h - r_{\partial}}{L}}}. \quad (28)$$

На рис. 6 приведены графики зависимости коэффициента k_{V3} от скорости для заднеприводного автомобиля Opel Omega-B классической компоновки, имеющего $L = 2,73$ м; $k = 0,23$ Н·с²/м⁴; $r_{\partial l} = 0,305$ м, $F = 2,584$ м² и параметры при частичной загрузке (один водитель) $m_a = 1685$ кг; $a/L = 0,51$; $b/L = 0,49$; $h/L = 0,18$. В полностью груженом состоянии $m_a = 2115$ кг; $a/L = 0,53$; $b/L = 0,47$; $h/L = 0,17$. Принято $f = 0,014$.

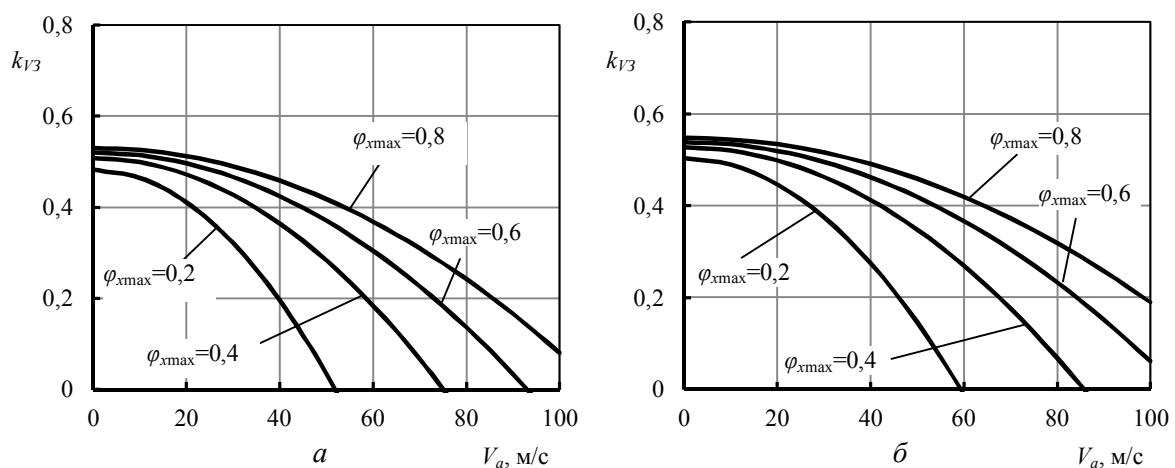


Рис. 6. Зависимости $k_{V3}(V_a)$: а – заднеприводный автомобиль Opel Omega-B при частичной загрузке; б – заднеприводный автомобиль Opel Omega-B при полной загрузке.

На рис. 7 приведены графики зависимости предельного ускорения $V_{a\text{пред}}$ автомобиля Opel Omega-B при частичной и полной загрузке от скорости на дорогах с коэффициентом сцепления $\varphi_{x\text{max}}$, значения которого находятся в пределах $[0,2 \dots 0,8]$.

Анализ графиков приведенных на рис. 6 и на рис. 7 показывает, что с увеличением загрузки заднеприводного легкового автомобиля Opel Omega-B происходит уве-

личение как коэффициента влияния скорости движения k_{V3} , так и величины предельного ускорения $V_{a \text{ пред}}$ на всем протяжении интервала изменения скорости движения V_a . Вместе с тем, присутствует общая тенденция снижения как коэффициента влияния скорости движения k_{V3} , так и величины предельного ускорения $V_{a \text{ пред}}$ при увеличении скорости движения переднеприводного легкового автомобиля с одинаковой загрузкой.

В то же время это сопровождается ростом предельной по условию сцепления ведущих задних колес с дорогой скорости движения V_a (рис. 8).

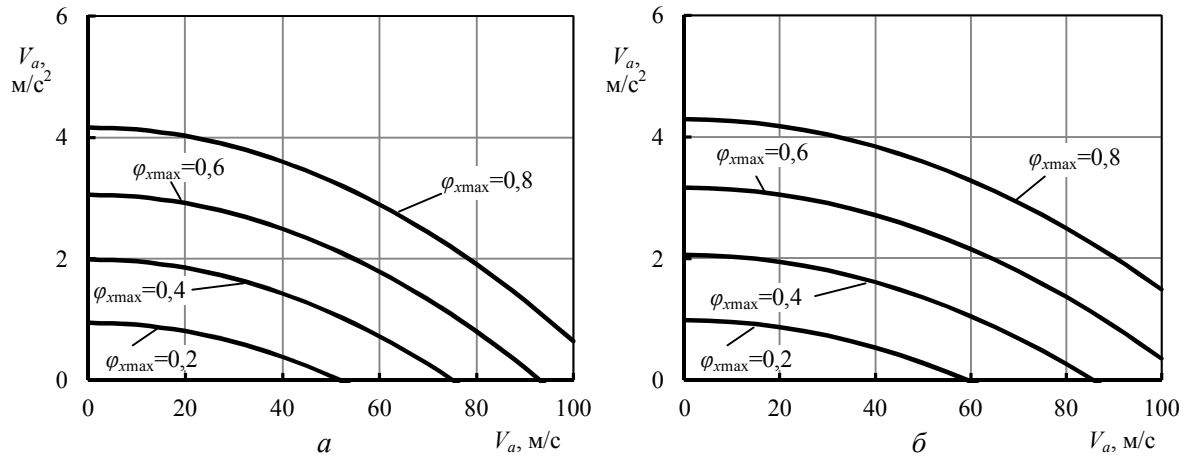


Рис. 7. Зависимости $V_{a \text{ пред}}$ (V_a) при различных значениях коэффициента сцепления $\varphi_{x \text{ max}}$: а – заднеприводный автомобиль Opel Omega-B при частичной загрузке; б – заднеприводный автомобиль Opel Omega-B при полной загрузке.

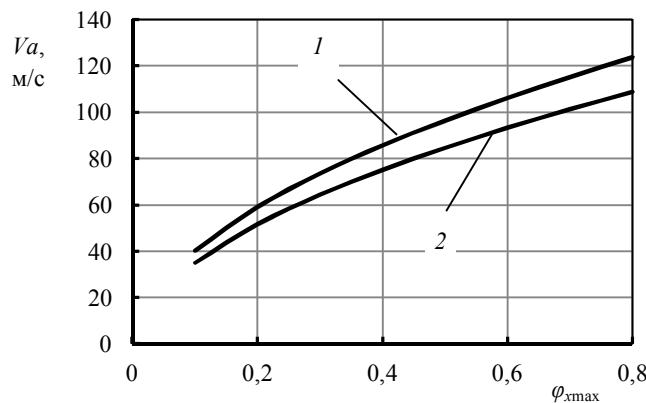


Рис. 8. Зависимость $V_{a \text{ пред}}$ ($\varphi_{x \text{ max}}$) для заднеприводного легкового автомобиля Opel Omega-B: 1 – полностью груженный автомобиль; 2 – автомобиль при частичной загрузке.

На рис. 9 приведены графики зависимости коэффициента k_{V3} от скорости для заднемоторного автомобиля Porsche 995 Turbo, имеющего $L = 2,35$ м; $k = 0,21$ Н·с²/м⁴; $r_{d1} = 0,31$ м, $F = 2,333$ м² и параметры при частичной загрузке (один водитель) $m_a = 1445$ кг; $a/L = 0,58$; $e/L = 0,42$; $h/L = 0,27$. В полностью груженном состоянии $m_a = 1955$ кг; $a/L = 0,6$; $e/L = 0,4$; $h/L = 0,26$. Принято $f = 0,014$.

На рис. 10 приведены графики зависимости предельного ускорения $V_{a \text{ пред}}$ заднемоторного автомобиля Porsche 995 Turbo при частичной и полной загрузке от скорости на дорогах с коэффициентом сцепления $\varphi_{x \text{ max}}$, значения которого находятся в пределах $[0,2 \dots 0,8]$.

Анализ графиков приведенных на рис. 9 и на рис. 10 показывает, что с увеличением загрузки заднемоторного легкового автомобиля Porsche 995 Turbo (также как и у заднеприводного автомобиля классической компоновки) происходит увеличение как

коэффициента влияния скорости движения k_{V3} , так и величины предельного ускорения $V_{a\text{ пред}}$ на всем протяжении интервала изменения скорости движения V_a . Также наблюдается рост предельной по условию сцепления ведущих задних колес с дорогой скорости движения V_a (рис. 11).

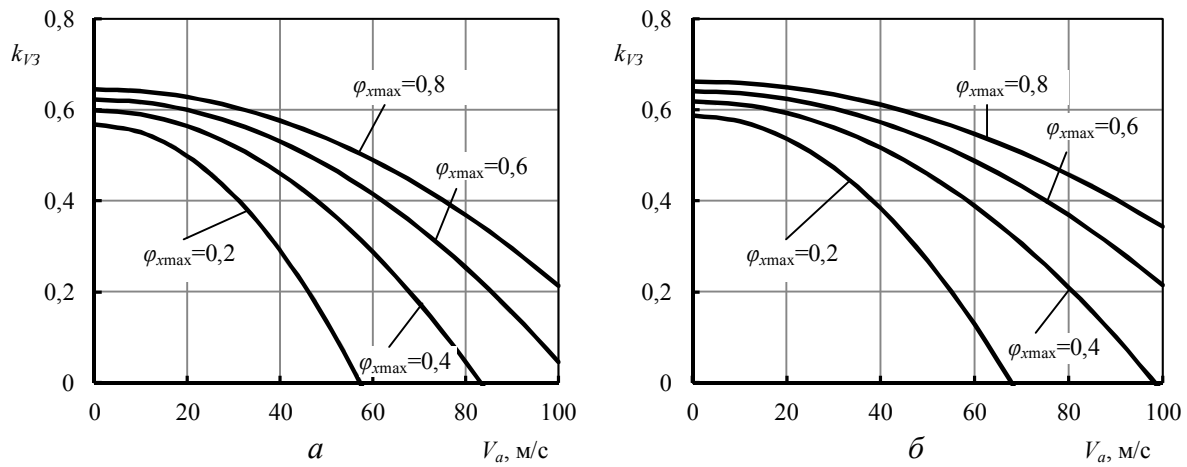


Рис. 9. Зависимости $k_{V3}(V_a)$: а – заднемоторный автомобиль Porsche 995 Turbo при частичной нагрузке; б – заднемоторный автомобиль Porsche 995 Turbo при полной нагрузке.

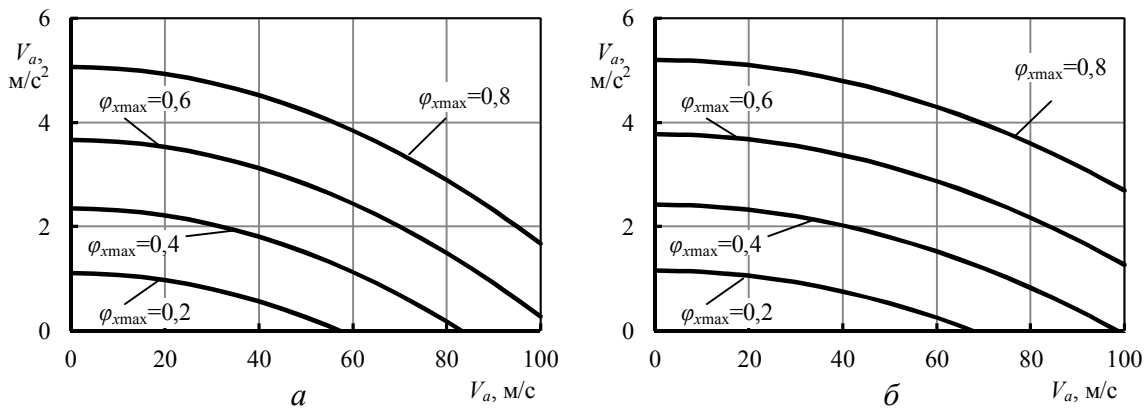


Рис. 10. Зависимости $V_{a\text{ пред}}(V_a)$ при различных значениях коэффициента сцепления $\varphi_{x\text{ max}}$: а – заднемоторный автомобиль Porsche 995 Turbo при частичной нагрузке; б – заднемоторный автомобиль Porsche 995 Turbo при полной нагрузке.

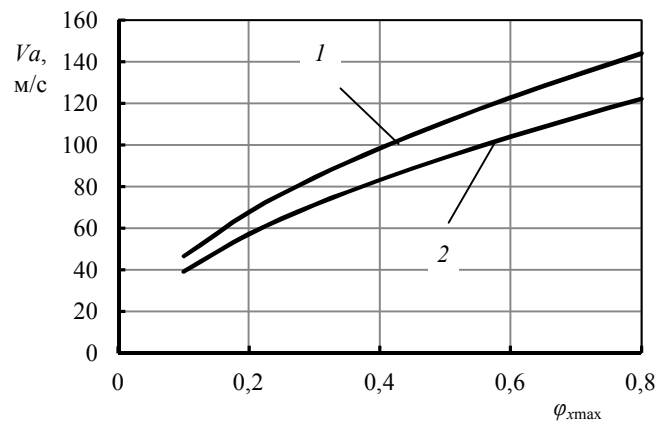


Рис. 11. Зависимость $V_{a\text{ пред}}(\varphi_{x\text{ max}})$ для заднемоторного легкового автомобиля Porsche 995 Turbo: 1 – полностью груженный автомобиль; 2 – автомобиль при частичной нагрузке.

Выводы. 1. Полученные аналитические выражения позволяют производить оценку предельных по сцеплению ведущих колес с дорогой динамических показателей легковых автомобилей различных компоновочных схем.

2. Для заднеприводных легковых автомобилей при увеличении загрузки происходит увеличение как коэффициента влияния скорости движения k_{v3} , так и величины предельного ускорения $V_{a \text{ пред}}$ на всем протяжении интервала изменения скорости движения V_a , что не наблюдается для переднеприводных легковых автомобилей, у которых влияние загрузки неоднозначно.

3. Наибольшие значения предельных ускорений (как при частичной, так и при полной загрузке) по сравнению с автомобилями других компоновочных схем имеют заднемоторные автомобили.

Литература: 1. Карпенко В.А. Оценка потенциальных динамических характеристик автомобилей / В.А. Карпенко // Автомобильный транспорт. Сборник научных трудов. – Харьков: ХГАДТУ. - 1998. – Вып.1. – С. 64-67. 2. Файст В.Л. Удосконалення вимог до динамічних властивостей легкових автомобілів: автореф. дис. на здобуття наук. ступеня канд. техн. наук: спец. 05.22.20 “Експлуатація та ремонт засобів транспорту” / В.Л. Файст. – Харків, 2012. – 20 с. 3. Голомидов А.М. Автомобили с приводом на передние колеса / А.М. Голомидов. – М.: Машиностроение, 1972. – 96 с. 4. Родионов В.Ф. Проектирование легковых автомобилей / В.Ф. Родионов, Б.М. Фиштерман. – М.: Машиностроение, 1980. – 479 с. 5. Скушнев В.М. Исследование регулирования тормозных сил легковых автомобилей: дис. ... кандидата техн. наук: 05.05.03 / Скушнев Василий Михайлович. – Харьков, 1976. – 152 с.

Bibliography (transliterated): 1. Karpenko V.A. Otcenka potencial'nih dinamicheskikh harakteristik avtomobiley / V.A. Karpenko // Avtomobil'niy transport. Sbornik nauchnih trudov. – Kharkov: KhGADTU. - 1998. – Vip.1. – С. 64-67. 2. Fayst V.L. Udoskonalennya vimog do dinamichnih vlastivostey legkovih avtomobiliv: avtoref. dis. na zdobuttya nauk. stupenya kand. tehn. nauk: spets. 05.22.20 “Ekspluatatsiya ta remont zasobiv transportu” / V.L. Fayst. – Kharkiv, 2012. – 20 с. 3. Golomidov A.M. Avtomobili s privodom na perednie kolea / A.M. Golomidov. – M.: Mashinostroenie, 1972. – 96 с. 4. Rodionov V.F. Proektirovanie legkovih avtomobiley / V.F. Rodionov, B.M. Fishterman. – M.: Mashinostroenie, 1980. – 479 с. 5. Skushnev V.M. Issledovanie regulirovaniya tormoznih sil legkovih avtomobiley: dis. ... kandidata tehn. nauk: 05.05.03 / Skushnev Vasilij Mihaylovich. – Kharkiv, 1976. – 152с.

Подригало М.А., Абрамов Д.В.

ВИЗНАЧЕННЯ ГРАНИЧНИХ ДИНАМІЧНИХ ПОКАЗНИКІВ ЛЕГКОВИХ АВТОМОБІЛІВ

Визначено граничні за умовою зчеплення ведучих коліс з дорогою динамічні показники передньопривідних та задньопривідних автомобілів з урахуванням динамічного перерозподілу нормальних реакцій між колесами передньої та задньої осей автомобіля.

Подригало М.А., Абрамов Д.В.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДЕЛЬНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ ЛЕГКОВЫХ АВТОМОБИЛЕЙ

Определены предельные по условию сцепления ведущих колес с дорогой динамические показатели переднеприводных и заднеприводных автомобилей с учетом динамического перераспределения нормальных реакций между колесами передней и задней осей автомобиля.

Podrygalo M.A., Abramov D.V.

DEFINITION OF LIMIT OF DYNAMIC PERFORMANCE CARS

The limiting condition for coupling the drive wheels to the road dynamic performance of front wheel drive and rear-wheel drive vehicles identified, including the dynamic redistribution of normal reactions between the wheels of front and rear axles of the vehicle.

АНАЛИЗ МЕТОДОВ КОНСЕРВАЦИИ И УПАКОВКИ ЭКСПОРТНЫХ ГРУЗОВ

Постановка проблемы. Предприятия машиностроения Украины используют различные методы и технологии консервации и упаковки продукции. Это - как отработанные годами технологии, применяемые в машиностроении СССР (традиционные), так и современные методы, основанные на последних достижениях науки по обеспечению сохранности продукции.

Важной задачей является создание упаковки для товаров, предназначенных для поставки на внешний рынок. Обеспечение целостности, сохранности продукции при доставке её различными видами транспорта (автомобильным, железнодорожным, морским, авиационным) и многократных перегрузках из одного вида транспорта на другой, ставят проблему консервации и упаковки экспортных грузов в число актуальных.

Анализ последних достижений и публикаций. Исследованы виды воздействий, которые встречаются во время транспортировки груза и вызывают наибольшие повреждения. Они могут быть по своей природе механическими и химическими.

Механические воздействия, возникающие вследствие движения, существуют на всех видах транспорта. Резкие пуски и остановки, а также вибрация и рывки транспортных средств (ТС) являются потенциальным источником разрушительных сил. Большое значение имеют воздействия, возникающие в процессе погрузочно-разгрузочных работ (ПРР).

Химические воздействия на груз вызываются главным образом загрязнением посторонними веществами или возникают под воздействием климатических факторов - влажности, осадков, солнечного тепла, низких температур. Они способствуют разрушению тары и как следствие - повреждению/порче незащищенного ею груза.

Кроме того, определены различные характеристики физических свойств грузов, связанных с их физическим состоянием [1].

Огнестойкость - способность груза не воспламеняться и не изменять своих первоначальных свойств (прочность, цвет, форма) под воздействием огня. Огнестойкость характерна для ограниченного числа грузов, большинство же грузов под воздействием огня сгорают, разрушаются или теряют свои первоначальные свойства.

Коррозия - разрушение металлов и металлоизделий вследствие их химического или электрохимического воздействия с внешней средой. Безвозвратные потери металла от коррозии составляют около 20 % от его производства [2]. По данным национальной ассоциации инженеров-коррозионистов США, прямой ущерб от коррозии в стране составляет 80 млрд. долл. в год [3].

Атмосферная коррозия - наиболее распространенный вид разрушений. На ее долю приходится до 60 % общих убытков от коррозии [4]. Проблема надежной консервации продукции от коррозии стоит весьма остро. Даже незначительные коррозионные повреждения могут выводить из строя приборы и оборудование, стоимость которых несоизмерима со стоимостью самого металла. Используемые в этих случаях консервационные материалы и методы должны обеспечить сохранность изделий в течение длительного времени без появления коррозионных повреждений [5].

© Ю.В. Речич, 2013

Проведен анализ качественных и количественных изменений в массе груза, которые могут происходить в процессе транспортирования и хранения [6]. Они объясняются влиянием внешних факторов: взаимодействием груза с внешней средой, механическими воздействиями на груз в процессе движения и выполнения ПРР, неисправностью кузовов ПС и складских устройств [7]. Исследовано влияние на качество грузов влажности, температуры и газового состава воздуха, запыленности, наличие в его составе микробиологических форм и свет. Под их действием происходят различных биохимических, физико-химических и микробиологических процессов [8].

Целью статьи является анализ методов консервации и упаковки продукции машиностроения при поставках ее на экспорт.

В целях защиты от коррозии в процессе перевозки и хранения продукцию тщательно консервируют и упаковывают. Покрывают антикоррозионными материалами открытые части, не допускают совместную перевозку с грузами, являющимися активными окислителями.

Упаковка — это средство или комплекс средств, обеспечивающих защиту груза от повреждений и потерь, вредного воздействия окружающей среды, загрязнения и облегчающих процесс обращения с грузом, включая хранение, транспортирование, перегрузку и реализацию продукции. Основными элементами упаковки являются тара, упаковочные материалы, средства консервации.

Консервация и упаковка традиционными методами. Консервация изделий производится заводом-изготовителем и выполняется в соответствии с технологическим процессом производства изделий. Консервация проводится в специально оборудованных помещениях или на участках консервации сборочных и других цехов, позволяющих соблюдать установленный технологический процесс и требования безопасности. Участки для выполнения консервации, как правило, располагают с учетом ограничения или исключения проникновения агрессивных газов и пыли.

Продукция машиностроения, не имеющая гальванического или лакокрасочного защитного покрытия, традиционным методом консервируется и упаковывается в следующем порядке:

- очистка и обезжиривание поверхностей, подлежащих консервации (растворители, смывки, сжатый воздух);
- нанесение защитной смазки - ванна с маслом (если это позволяют габариты продукции), кисть;
- защита смазки от растекания;
- упаковка в пакет или чехол из пластика или полиэтиленовой пленки.

Время между стадиями консервации не должно превышать двух часов.

Металлические поверхности, подлежащие консервации, очищают ветошью, смоченной растворителем, а затем промываются чистой ветошью, смоченной в бензине-растворителе, с последующей протиркой насухо хлопчатобумажными салфетками или ветошью.

Для консервации применяют жидкие или пластичные консервационные смазки. Жидкие смазки применяются в случаях поверхностей простой формы, когда смазку можно защитить от растекания наложением конденсаторной бумаги, или при небольшом объеме детали, когда размеры упаковочного пакета не превышают 30 см.

В качестве пластичной консервационной смазки применяют смеси в соотношении: солидол-С - 70% с маслом К-17 - 30% или смазка пушечная (или ПП-95/5) - 20% с

маслом К-17 - 80%. Пластичная смазка наносится кистью или на некрupные детали методом окунаия на 0,5-1 мин в ванну с разогретым до 80 — 100°С маслом с последующим отстоем в течение 10-15 мин для остывания и стока излишков масла.

Консервационную смазку в обязательном порядке защищают парафинированной бумагой, причем на большие поверхности предварительно накладывают конденсаторную бумагу. Некрупные детали заворачивают в парафинированную бумагу.

Свертки закладывают в полиэтиленовый пакет из пленки толщиной не менее 0,15 мм. В пакет также закладывают этикетку с обозначением детали (номер позиции по контракту и/или чертежный номер) и количества деталей в пакете. Обозначение детали должно совпадать с указанным в упаковочном листе. Из пакета удаляют излишек воздуха и горловину пакета герметически заваривают. Материалы и технологии, применяемые для упаковки и консервации продукции традиционными методами, выбирают производители с учетом свойств и назначения выпускаемой продукции.

Современные методы консервации. В период Второй мировой войны Министерство обороны США начало финансирование разработок по созданию летучих ингибиторов коррозии (ЛИК), способных не распадаться при высокотемпературных производственных процессах. Возможность консервировать военную технику в полимерные упаковочные формы с ЛИК решала вопросы ее переброски и складирования в Европе, что составляло длительный период времени, без переконсерваций, а также значительно повышала ее боеготовность.

После разработки собственно ЛИК встал вопрос о введении их непосредственно в упаковочные материалы. Техническое решение было найдено в середине 40-х годов, когда упаковочную бумагу пропитали концентрированным раствором ЛИК. Применение ингибированных упаковочных бумаг в то время произвело техническую революцию в промышленной защите металлов от коррозии.

В начале 70-х годов в США были разработаны новые ЛИК, способные к внедрению в упаковочные формы в процессе экструзии. Ингибиторы коррозии вводят в полимерную матрицу и связаны с ней достаточно надежно, чтобы обеспечить работоспособность пленки как единого материала. Эффект применения ингибированных полимерных пленок был настолько очевиден, что в последующие 10 лет ЛИК, внедренные в полимерные формы, являлись основным консервационным средством на предприятиях США, стран Западной Европы и Азии. Первой в Западной Европе перешла на применение ЛИК в составе полимерных материалов ФРГ, в Азии - Япония.

В начале 80-х годов Министерство обороны СССР выступило инициатором в разработке ЛИК, способных к внедрению в полимерные материалы. В то время не удалось создать ЛИК, устойчивые при температурах выше 80°С. Из-за этого было принято решение о нанесении ингибиторных составов на поверхность полимерной пленки тонким слоем из раствора в органическом растворителе. В результате получалась пленка с односторонним нанесением [3]. Такие пленки, имеющие ряд недостатков, тем не менее, нашли применение.

Материалы, содержащие летучие ингибиторы коррозии - чрезвычайно мощное средство для борьбы с ущербом, наносимым атмосферной коррозией металлам и сплавам. Метод ингибирования коррозии с помощью ЛИК-материалов основан на свойстве некоторых веществ, добавленных в малых количествах в коррозионную среду, тормозить или полностью подавлять коррозионные процессы. Существуют классы органических соединений, способных замедлять окислительные реакции, обладающих оптимальным давлением насыщенных паров и способностью к хемосорбции на поверхности

черных и цветных металлов. Именно эти качества необходимы, чтобы получить ЛИК. Молекулы ЛИК обладают достаточной летучестью, чтобы в паровой фазе заполнить все защищаемое пространство, хорошо связываются с металлической поверхностью, причем хорошими защитными свойствами могут обладать даже мономолекулярные слои ингибитора, которые формируются в самых труднодоступных местах.

Для решения задач консервации металлических изделий и оборудования ингибиторы коррозии вводят в упаковочные материалы – пленку полиэтиленовую, упаковочную бумагу и некоторые другие; включаются в состав временных противокоррозионных покрытий и смазочных материалов. В случае проникновения коррозионно-активных реагентов через полимерную пленку или в покрытие пассивирующие ионы ингибиторов, отщепляясь благодаря гидролизу или диссоциации, предотвращают коррозионные процессы. При кажущейся простоте способа он сопряжен с некоторыми трудностями. Объясняется это тем, что ингибиторы как поверхностно-активные вещества или окислители могут взаимодействовать с пленкообразующими, теряя свои защитные свойства. Взаимодействие ингибиторов с пленкообразующими или пигментами может привести также к образованию новых продуктов, которые могут обладать как защитными, так и агрессивными свойствами.

Применение современных ингибированных материалов - пример внедрения высоких технологий, которые дает эффективные результаты при условии соблюдения всех требований. Предлагаемые производителями к продаже материалы позволяют решать все виды задач по противодействию коррозии при операциях консервации. Ингибиторы позволяют в широких пределах регулировать концентрацию пассивирующего агента, они активно взаимодействуют с пленкообразующими, изменяя физико-механические свойства пленок (твердость, пластичность, скорость отверждения и т.п.). Адсорбируясь на инертных пигментах и наполнителях, ингибиторы придают им пассивирующие свойства. Предлагаемые водорастворимые ингибиторы обладают оптимальной растворимостью в воде: при высокой растворимости ослабляются барьерные свойства, облегчается диффузия ионов, что приводит к сокращению срока защиты покрытия, а при низкой растворимости не обеспечивается необходимая концентрация пассивирующего агента. Предлагаемые маслорастворимые ингибиторы служат хорошими добавками в смазки, а также позволяют получить временные воскообразные покрытия, которые легко снимаются при необходимости или вообще не требуют расконсервации.

Один из наиболее перспективных классов ингибиторов коррозии - парофазные ингибиторы. Испаряясь при температуре окружающей среды, такие ингибиторы в виде паров достигают металла и, адсорбируясь на его поверхности и насыщая конденсированные фазы, обеспечивают надежную защиту изделия. При этом их пары проникают в щели и зазоры, недоступные контактными ингибиторами, обеспечивают торможение коррозионных процессов под слоями продуктов коррозии и отложений [5]. Применение таких средств оправдано всегда, когда есть возможность хотя бы частичной герметизации защищаемого пространства, предотвращающей их улетучивание. Для этого используют различные упаковочные материалы, обладающие малой влаго- и газопроницаемостью: специальную бумагу, картон, полимерные пленки и др. [5].

Летучие ингибиторы коррозии применяются в своем естественном виде, в виде растворов, аэрозолей, а также на специальных носителях - силикагеле, оксиде алюминия, поропластах и др. Бумагу отличает легкость процесса упаковки и отсутствие веществ, вредных для человека. Бумага содержит летучие ингибиторы коррозии, способные образовывать защитную пленку на поверхности металлов, которая обеспечивает надежную защиту изделий.

Попытки нанесения ЛИК на поверхности полимерных форм, минуя экструзию, осуществлялись во многих странах мира - Великобритании, Германии, Франции, Японии и др. ЛИК, внедренные методом экструзии, формируют полимерный упаковочный материал как одно целое, создавая единую противокоррозионную систему, совмещающую положительные свойства мягкой барьерной тары и уникальные свойства ЛИК.

По сравнению с ингибированными бумагами такие полимерные пленки обладают следующими преимуществами [2]:

- значительно большая эффективность защиты;
- процессы консервации и упаковки совмещены в одну технологическую операцию, производительны и технологичны. Их можно осуществлять "чехлением" изделий в герметичные пакеты, термовакуумным формованием, экструзией и т.д.;
- прозрачность пленки обеспечивает контроль коррозионного состояния изделия без переконсервации;
- расконсервация изделий сводится к удалению упаковки.

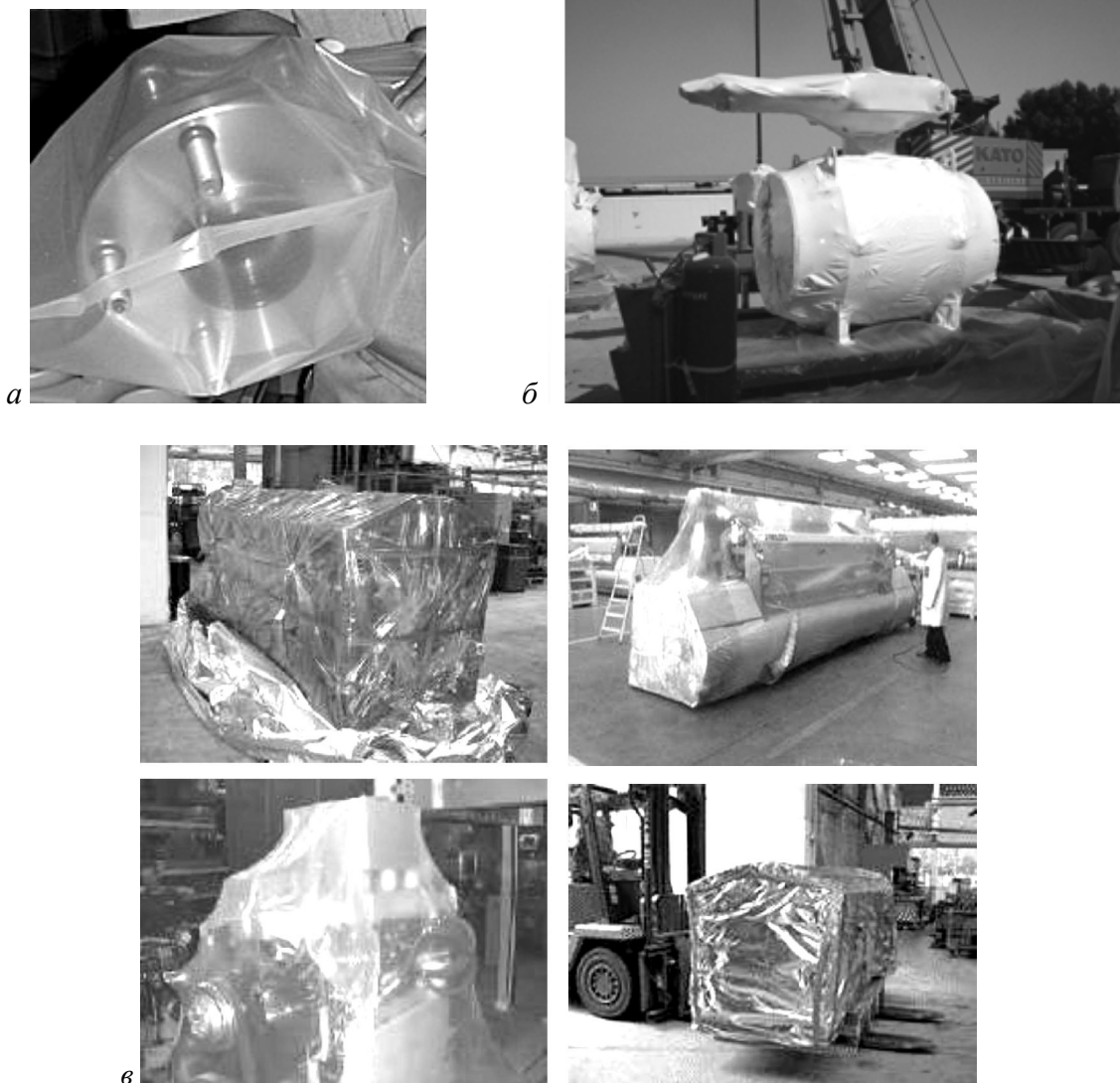


Рис. 1. Варианты упаковки в антикоррозионную пленку продукции машиностроения

а – упаковка перед укладкой в тару; *б* – упаковка крупногабаритной продукции (без тары);
в – упаковка крупногабаритной продукции в антикоррозионную пленку и фольгу (без тары).



Рис.2. Вариант индивидуальной упаковки продукции в антикоррозийную бумагу

Характеристика ЛИК-метода приведена в таблице 1.

Таблица 1

Характеристика ЛИК-метода

Затраты времени	Ущерб окружающей среде
Простота в работе Не загрязняет рабочее место Одна рабочая операция (упаковка, одновременно и защита металлов от коррозии)	Простота утилизации отходов Не требуется особая защита упаковщика, униформа Бумага - покрытая воском
Стоимость	Безопасность
Упаковка, одновременно и защита от коррозионных процессов; Никаких смазывающих средств и станков для очистки от смазки	Кратковременное открытие упаковки не приносит никаких проблем и не снижает качество консервации (проверка на Таможне)

При выборе варианта защиты для групп изделий и консервационных материалов должны учитываться сроки защиты, условия транспортирования и хранения изделий, требования к расконсервации, принятая технология изготовления изделий, требования к товарному виду, сохранению эксплуатационных параметров и экономическая целесообразность, а также требования по техническому обслуживанию изделий в процессе хранения.

В настоящее время наиболее широко для этих целей используются в России порошковые ЛИК ЗИРАСТ и за рубежом, например, CORTEC® VpCI™ или Mavegick, полностью сохраняющие защитную способность после введения их в полимерную матрицу.

Экономическая эффективность различных методов консервации и упаковки. Экономические требования во многом являются определяющими при установлении

оптимальных элементов упаковки. Специфика упаковки проявляется в том, что наиболее эффективной считается не самая дешевая в производстве, а та, которая обеспечивает на всех стадиях обращения от изготовления до утилизации наименьшие затраты и наибольшую экономию.

При ЛИК – методе из технологического процесса упаковки исключается применение консервационных масел и смазок, что значительно сокращает затраты на:

- стоимость этих материалов;
- нагрев масла до 40⁰С или 70⁰С;
- материалы, оборудование и средства защиты персонала для обеспечения требований по охране труда;
- затраты рабочего времени на выполнение технологического процесса.

Ингибиторы и материалы на их основе увеличивают сроки хранения металлоизделий до 5 раз, в 8-10 раз снижают стоимость консервационных материалов, в 50-60 - трудозатраты на консервацию, как минимум вдвое - количество связанных с ней операций [5].

Однако стоимость современных ЛИК-материалов остается достаточно высокой и даже снижение производственных затрат, при их применении, не позволяет большинству машиностроительным предприятиям Украины исключить из технологических процессов традиционные методы консервации и упаковки продукции. Для упаковки продукции применяют ЛИК-материалы зарубежного производства. Научные разработки современных материалов и технологий, а также их внедрение в производство в Украине не ведутся из-за отсутствия заказа и финансирования, как от государства, так и машиностроительных предприятий и компаний.

Выводы. Существуют традиционные методы консервации и упаковки с использованием защитной смазки, бумаги, плёнки и т.д., а также современные методы с применением летучих ингибиторов коррозии.

Применение различных методов консервации и упаковки определяется конструктивными особенностями продукции и экономической необходимостью.

Консервацию и упаковку продукции ЛИК-методами целесообразно применять в следующих случаях:

- при поставках комплектующих, используемых в качестве заготовок для дальнейшего производства или сборочных работ и не требующих длительного хранения;
- для крупногабаритной продукции без упаковки в тару;
- по конструктивным особенностям применение других методов не допустимо;
- применение такой упаковки обусловлено требованиями контракта.

Литература: 1. Волгин В.В. Склад / В.В. Волгин // М.: «Дашков и К°», 2000. 2. Колотыркин Я.М. Металл и коррозия / Я.М. Колотыркин // М.: Металлургия.- 1985.-с.88; 3. Koch G.H., Brongers M.P., Thompson. N.G. et al. // A supplement to Mat. Peif.- 2002. -р. 2-11. 4. Жуков Е.И. Технология морских перевозок / Е. И. Жуков, М. Н. Письменный // Учеб. для вузов мор. трансп. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Транспорт, 1991. 5. Гаджинский А.М. Логистика / А.М. Гаджинский // Учебник для высших и средних специальных учебных заведений. — 6-е

изд., перераб. и доп. – М.: «Дашков и К°», 2003.- 218 с. 6. Кравченко Е.А. Грузоведение / Е.А.Кравченко, В.Н.Нудьга // Краснодар: Краснодарский, ЦНТИ. - 2003. 7. Дородтков В.К. Складское хозяйство / В.К. Дородтков, Н.П. Малашенко // Н.: НГАЭиУ, 2001. 8. Курганов В. М. Логистика. Транспорт и склад в цепи поставок товаров / В.М. Курганов // Учебно-практическое пособие. — М.: Книжный мир, 2004. 9. Малахов Е.В. Полимерные пленки с ЛИК для защиты металла изделий при хранении / Е.В. Малахов, В.А. Карпов, Т.О. Якубовская // Коррозия: материалы, защита. - Москва, 2004. - № 8.

Bibliography (transliterated) 1. Volgin V.V. Sklad / V.V. Volgin // М.: «Dashkov i K°», 2000. 2. Kolotyrtkin YA.M. Metall i korroziya / YA.M. Kolotyrtkin // М.: Metallurgiya.- 1985.-s.88; 3. Koch G.H., Brongers M.P., Thompson. N.G. et al. // A supplement to Mat. Peif.- 2002. -p. 2-11. 4. ZHukov E.I. Tehnologiya morskikh perevozok / E. I. ZHukov, M. N. Pis'mennyi // Ucheb. dlya vuzov mor. transp. — 3-e izd., pererab. i dop. — М.: Transport, 1991. 5. Gadzhinskii A.M. Logistika/ A.M. Gadzhinskii // Uchebnik dlya vysshikh i sredniih special'nykh uchebnykh zavedenii. — 6-e izd., pererab. i dop. — М.: «Dashkov i K°», 2003. 218 s. 6. Kravchenko E.A. Gruzovedenie / E.A.Kravchenko, V.N.Nud'ga // Краснодар: Krasnodarskii, CNTI. 2003. 7. Dorodtkov V.K. Sklads'koe hozyajstvo / V.K. Dorodtkov, N.P. Malashenko // Н.: NGAE'iu, 2001. 8. Kurganov V. M. Logistika. Transport i sklad v c'pi postavok tovarov / V.M. Kurganov // Uchebno-prakticheskoe posobie. — М.: Knizhnyi mir, 2004. 9. Malahov E.V. Polimernye plenki s LIK dlya zashchity metalo izdelii pri hranenii / E.V. Malahov, V.A. Karpov, T.O. Yakubovskaya // Korroziya: materialy, zashchita. Moskva, 2004. № 8.

Речич Ю.В., Деятилов Ю.И., Паніматка В.И., Роленко С.О.

АНАЛІЗ МЕТОДІВ КОНСЕРВАЦІЇ Й УПАКУВАННЯ ЕКСПОРТНИХ ВАНТАЖІВ

Проведено порівняльний аналіз методів консервації й упакування продукції машинобудування при експортних поставках: традиційного (за технологією промисловості СРСР) і сучасних. Розглянуто особливості застосування кожного методу.

Речич Ю.В., Деятилов Ю.И., Паніматка В.И., Роленко С.А.,

АНАЛИЗ МЕТОДОВ КОНСЕРВАЦИИ И УПАКОВКИ ЭКСПОРТНЫХ ГРУЗОВ

Проведен сравнительный анализ методов консервации и упаковки продукции машиностроения при экспортных поставках: традиционного (по технологии промышленности СССР) и современных. Рассмотрены особенности применения каждого метода.

Rechich Y.V., Devjatilov Y.I., Panimatka V.I., Rolenko S.A.

THE ANALYSIS OF METHODS PRESERVATION AND PACKING OF EXPORT CARGOES

The comparative analysis of methods of preservation and packing of production of mechanical engineering is carried out by export deliveries: traditional (on technology of the industry of the USSR) and modern. Features of application of each method are considered.

АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОЙ АВИАЦИИ И ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ ПО ТРАНСПОРТАБЕЛЬНОСТИ АВИАЦИЕЙ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ОБРАЗЦОВ БРОНЕТАНКОВОЙ ТЕХНИКИ

Постановка проблемы. Современный характер ведения боевых действий предъявляет высокие требования по мобильности к образцам вооружения и военной техники, в т.ч. и бронетанковой. Наиболее быстрой на сегодня является переброска бронетанковой техники (БТТ) к месту назначения по воздуху. Проблема имеет два аспекта:

- технические возможности авиации;
- реализация в образцах БТТ требований, позволяющих выполнить их погрузку/разгрузку, крепление и перевозку воздушными судами.

Решение указанных вопросов, связанных с обеспечением авиатранспортирования, является на сегодня актуальными.

Анализ последних достижений и публикаций. Конструктивные особенности типов военно-транспортных самолетов (ВТС) - широкофюзеляжная схема, низкое расположение грузового пола, наличие направляющих аппарелей для самозагрузки и выгрузки - обеспечивают эффективное применение этих самолетов для перевозки БТТ, в том числе и тяжелых негабаритных образцов.

Основу парка военно-транспортной авиации составляют самолеты производства 70-80-х годов (в тяжелой весовой категории) и 60-70-х (в легкой и средней). Министерство обороны Соединенных Штатов Америки в рамках реализации текущих и перспективных программ строительства национальных вооруженных сил придает большое значение обеспечению их стратегической мобильности [1]. Парк стратегических ВТС включает более 90 С-5 А, В и С «Гэлакси» и свыше 150 С-17А «Глоубмастер-3». Стратегический военно-транспортный самолет С-5А, разработанный в 1960-х годах (50 самолетов модификаций С-5В/С приняты на вооружение в 1980-х), в настоящее время является одним из основных ВТС военно-воздушных сил США. С целью поддержания их в боеготовом состоянии реализуется комплексная программа модернизации, которая предусматривает оснащение С-5 новыми двигателями и замену бортового радиоэлектронного оборудования, а также другие конструктивные и технологические доработки. Программа рассчитана на срок до 2018 года и оценивается в 10 млрд долларов. Стратегический военно-транспортный самолет С-17А, принятый на вооружение ВВС США в 1993 году, обеспечил для командования воздушных перебросок (КВП) ВВС США (штаб размещается на авиабазе Скотт, штат Иллинойс) более широкие возможности по доставке тяжелых (объемных) образцов вооружения и военной техники, а также материальных средств в районы их применения.

Транспортные авиaperевозки России, как и во всем мире, после резкого спада в 1994 году имеют тенденцию к росту и в 2005 году, по данным бывшей Федеральной авиационной службы Российской Федерации, достиг 150% уровня 1990 года (максимального пика воздушных перевозок). К 2020-2025 годам уровень воздушных перевозок 1990 года может быть превышен вдвое. При этом, по прогнозам 30-го ЦНИИ МО РФ, потребный уровень грузоподъемности военной транспортной авиации будет расти и к 2025-2030 годам может составить 12 тыс. тонн. А грузоподъемность существующего

© Ю.В. Речич, 2013

парка ВТС в результате списания выслуживших свой срок службы самолетов будет составлять в 2010 году - 7 тыс. тонн, в 2015-м - 4 тыс. тонн, в 2020-м - 0 тыс. тонн [2].

По мере того как опасность войны в Центральной Европе становится весьма маловероятной, американские и европейские вооруженные силы находят для себя новые задачи в отдаленных районах мира, такие как искоренение терроризма, выдвижение и поддержка мирных инициатив и оказание помощи регионам, пострадавшим от стихийных бедствий. Быстрое реагирование может осуществляться только воздушным транспортом [3]. Перевозка и выгрузка бронетанковой техники на неприспособленные для гражданской транспортной авиации земляные посадочные полосы может осуществляться только специализированной военной транспортной авиацией. Военные транспортные самолеты имеют особые грузовые отсеки для погрузки и разгрузки военной техники.

Целью статьи является анализ особенностей военно-транспортной авиации и обеспечение требований по авиатранспортабельности при разработке образцов БТТ.

Анализ особенностей военно-транспортной авиации. В настоящее время основу парка военно-транспортной авиации составляют самолеты С-5, Ан-124 "Руслан" производства 70÷80-х гг. (в тяжелой весовой категории) и Ан-12, С-17 Globemaster, С-130 Hercules и Ил-76 60÷70-х (в легкой и средней) прошлого века.

Острая ситуация складывается с военно-транспортными самолетами средней категории – они в строю больше сорока лет. Самолеты С-130 Hercules и Ил-76 по прежнему не имеют альтернативы. В России ведется разработка оперативно-тактического транспортного самолета Ту-330, который должен будет заменить Ан-12 и частично Ил-76.

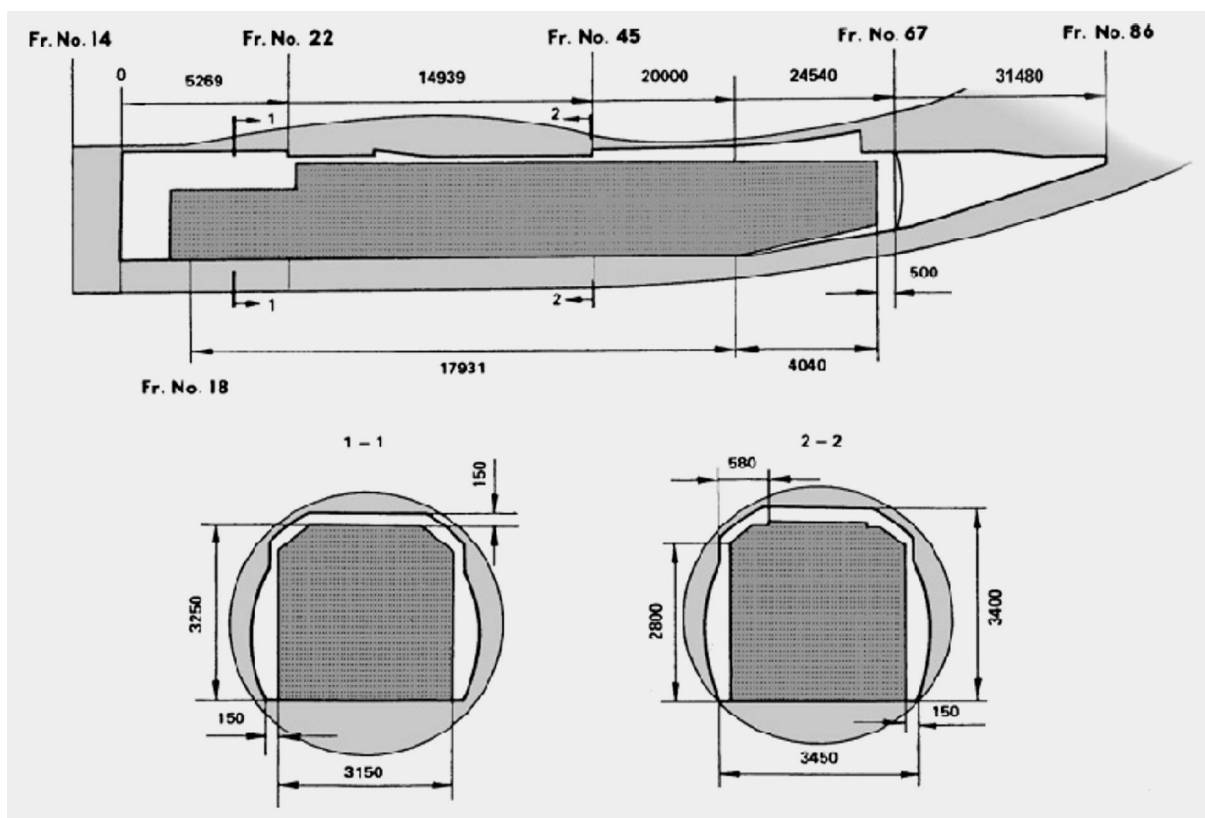


Рис.1. Размеры грузовой кабины транспортного самолета Ил-76.

В 1980-х годах параллельно с созданием боевых самолетов пятого поколения в США, СССР и Западной Европе начались работы над военно-транспортными самолетами того же поколения. Они должны отличаться улучшенными взлетно-посадочными характеристиками, упрощенным наземным обслуживанием, повышенными грузоподъемностью и дальностью, а также, за счет внедрения самой передовой авионики, потенциальным сокращением летного экипажа до двух-трех человек. Фирмой «Макдоннелл-Дуглас» был разработан и внедрен в серию оперативно-стратегический ВТС С-17А. С переменным успехом продолжаются работы над самолетами FLA, Ту-330 и Ил-106. В АНТК «Антонов» создан оперативно-тактический самолет Ан-70 [4].

В фюзеляже Ан-70 могут перевозиться практически все виды армейской техники и вооружения стран СНГ и НАТО (в частности, один основной танк типа Т-80, два вертолета среднего класса, два-три БТР или автомобиля схемы 6х6, а также другая военная техника). Самолет в состоянии поднимать около 20% крупногабаритных грузов, перевозимых стратегическим транспортным самолетом Ан-124 [5,6].

Вес и геометрические размеры перевозимых вооружений, техники и грузов - основной фактор, определяющий потребную грузоподъемность самолета и размеры грузовой кабины. Анализ весовых характеристик и размеров вооружений, техники и грузов показывает, что широкофюзеляжный многоцелевой средний военно-транспортный самолет способен перевозить 92-95%, а широкофюзеляжный ВТС - только 80-85% из них. И хотя основные типы вооружений и техники имеют размеры по ширине и высоте не больше 3,5 м, диаметр фюзеляжа самолета в 4,0 м с оперативно-тактической точки зрения вполне оправдан.

В Украине для транспортировки по воздуху БТТ применяются транспортные самолеты Ил-76, Ан-124.

На вооружении украинских ВВС имеется транспортный самолет Ил-76МД. Официально в 2000 году принят на вооружение Ан-70 [7].

Схема размещения и крепления танка Т-80 в грузовой кабине Ан-124 показана на рисунке 2.

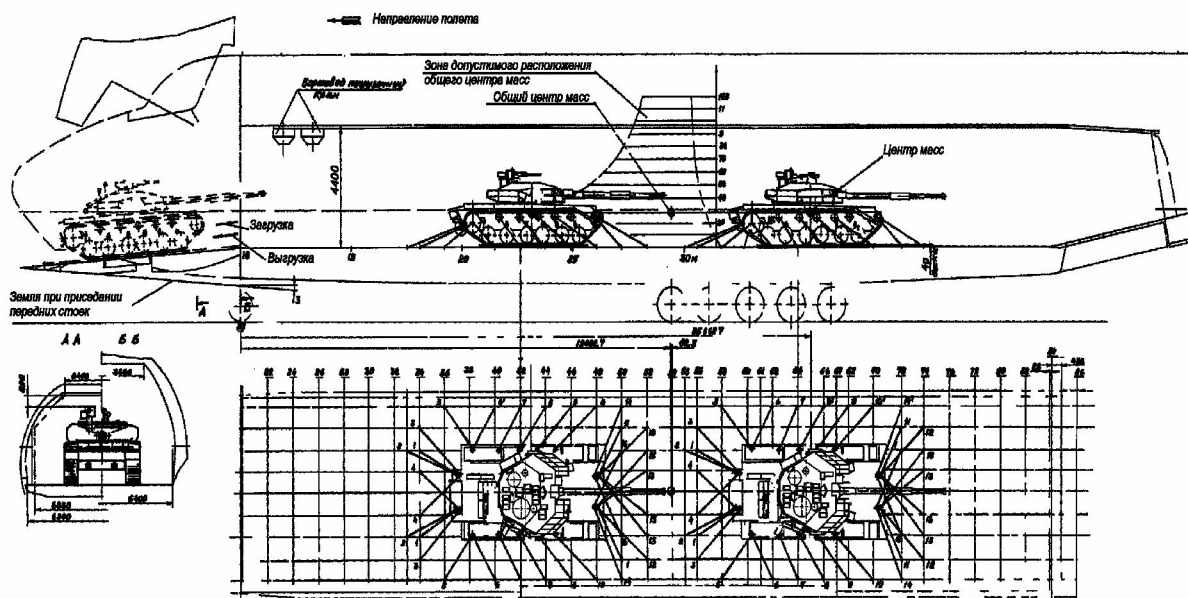


Рис.2. Схема размещения 2-х танков типа Т-80 в грузовой кабине самолета Ан-124.

Характеристики транспортных самолетов [5,6] приведены в таблице 1.

Основные характеристики транспортных самолетов

№ пп	Тип самолета	Габариты грузовой кабины, мм			Грузоподъемность, т	Практическая дальность полета, км
		длина	ширина	высота		
	Транспортные самолеты применяемые в Украине					
1	Ил-76МД	20000	3450	3400	45,0	-с нагрузкой 20т-7 300; -с нагрузкой 50 т – 3 650 (Ил-76ТД)
2	Ан-124	36500	6400	4400	120,0	4800
3	Ан-70	22400 (с рампой)	4000	4100	47,0 max	1350
Параметры грузовой кабины транспортных самолетов зарубежных стран						
4	C-130J-30	15770.0	3129	2800	59.0 max	5200*
5	C-130 Hercules	12314.0	3129.0	2800	20.4	5200*
6	Airbus A400M	17710,0	4000,0	3850,0	37,0	9 300 км
	McDonnell Douglas C-17 Globemaster III	н.д.*1	н.д	н.д	78, 0 max	4445 км

*-Дальность полёта с максимальной загрузкой; *1- нет данных

Обеспечение требований по авиатранспортабельности при разработке образцов БТТ. Возможность транспортировки по воздуху является одним из требований, предъявляемых к образцам БТТ, хотя это требование не рассматривается в качестве ключевого фактора.

Транспортировка БТТ по воздуху – это комплексный процесс, включающий:

- подготовку техники;
- доставку техники на аэродром и её приемка экипажем;
- погрузка и швартовка;
- перелет по маршруту;
- выгрузка.

С целью обеспечения безопасности при авиаперевозках разработчиками транспортных самолетов определены единые основные требования к образцам БТТ.

Образцы БТТ независимо от типа и конструктивных особенностей при перевозке их воздушным транспортом должны удовлетворять следующим основным требованиям:

1. Конструкция образцов БТТ, размещенное на них оборудование и узлы крепления этого оборудования должны обеспечивать восприятие расчетных статических и вибрационных перегрузок, действующих на транспортный самолет.

2. Размещение образцов БТТ в грузовой кабине самолета должно обеспечивать положение центровок в пределах, допустимых для данного типа самолета.

На образцах БТТ и средствах обеспечения транспортирования яркой контрастной краской должно быть обозначено положение центра масс не менее чем на двух бортах условным знаком в соответствии с ГОСТ 14192-77;

Удельная нагрузка, на пол грузовой кабины самолета от колес, гусениц и других

опор не должна превышать предельно допустимых величин, установленных для данного самолета.

Если удельное давление на пол грузовых кабин и грузовые трапы превышает величину допустимой нагрузки, то разрешается применять специально изготовленные настилы (грузораспределители), которые должны входить в комплект образца БТТ.

3. Предельные габаритные размеры образцов БТТ со средствами их транспортирования должны вписываться в допустимые размеры грузовых кабин самолетов с учетом необходимых зазоров.

4. База, дорожный просвет, продольный радиус проходимости и углы свеса, образцов БТТ должны обеспечивать погрузку и выгрузку их в самолет по грузовым трапам или рампам с применением штатных боковых погрузочных средств самолета. При необходимости допускается использование специально разработанных для образца БТТ погрузочно-разгрузочных устройств и приспособлений.

5. Швартовочные узлы должны располагаться по возможности ближе к горизонтальной плоскости, проходящей через центр масс образца БТТ симметрично относительно продольной и поперечной осей, на подрессоренной ее части. Расположение швартовочных узлов должно обеспечить удобный подход к ним в эксплуатации. Швартовочные узлы должны предусматривать возможность свободного прохода в них швартовочных связей (цепей, тросов, ремней и т. д.). Минимальные размеры отверстий в узлах должны быть не менее 50х50 мм или диаметром не менее 50 мм и иметь округления охватываемых поверхностей радиусом не менее 22 мм для исключения повреждения и снижения несущей способности швартовочных связей;

6. Конструкция самоходных образцов БТТ должна обеспечивать их погрузку (выгрузку) в грузовые кабины самолетов по трапам (рампам) как своим ходом, так и с помощью бортовых средств механизации.

В конструкции образца БТТ необходимо обеспечить:

- спереди и сзади не менее чем по одному узлу для присоединения тросов электролебедок, при этом прочность узлов должна быть не менее разрывного усилия троса лебедки с учетом кратности полиспаста.

- такелажные узлы, обеспечивающие погрузку и выгрузку с помощью кран-балки, системы электротельферов для образцов БТТ, масса которых не превышает грузоподъемности подвесных средств механизации самолетов;

- силовые узлы или элементы конструкций, пригодные для присоединения швартовочных тросов (цепей); их должно быть не менее четырех, а их конструкция должна обеспечивать крепление швартовочных средств; прочность каждого узла должна обеспечивать восприятие суммарной нагрузки от присоединенных к нему швартовочных средств или соответствовать прочности швартовочного средства;

При эксплуатационных перегрузках, действующих в полете, не должно возникать остаточных деформаций и повреждений, вызывающих нарушение функциональных свойств образцов БТТ.

В случае аварийной посадки образцы БТТ не должны иметь разрушений, угрожающих безопасности экипажа и сопровождающих лиц или препятствующих покиданию ими самолета. Резервуары, а также топливные, воздушные и гидравлические системы не должны иметь течи, подтекания и травления, а максимальное количество заправляемых ГСМ и специальных жидкостей не должно нарушать безопасности транспортировки образца БТТ. Топливные баки должны быть заполнены не менее 25% и не более 75 % их вместимости каждый.

Образцы БТТ на колесном и гусеничном ходу при погрузке своим ходом должны иметь приспособления для надежного их затормаживания при погрузке и после размещения в грузовой кабине самолета. Приспособления для затормаживания и вы-

ключатели подрессоривания у образцов БТТ должны входить в комплект штатных средств этих образцов. Конструкция выключателей подрессоривания не должна допускать самопроизвольного выпадания их и ослабления швартовки. При этом необходимо обеспечить контровку винтовых и резьбовых соединений.

Конструкция и состояние электрооборудования образцов БТТ должны обеспечивать возможность обесточивания их при транспортировании в самолете в целях исключения возможности коротких замыканий, искрений, самопроизвольного срабатывания агрегатов и т. п. при воздействии инерционных и вибрационных перегрузок.

Исходя из выше изложенного, оценка возможности транспортировки БТТ транспортным самолетом выполняется по основным показателям, приведенным в таблице 2.

Таблица 2

Показатели, которые характеризуют приспособленность БТТ к транспортированию

№ пп	Название показателя	Ед. изм	Номинальное значение ограничение
1	Масса изделия подготовленного к транспортированию	т	по ТТХ на образец БТТ
2	Высота расположения центра масс от опорной поверхности колес	м	по ТТХ на образец БТТ
3	Габариты - длина - ширина - высота	м	по ТТХ на образец БТТ
4	Количество впереди и сзади силовых узлов или элементов конструкции, которые пригодные для присоединения швартовых узлов		не менее 4
5	Максимальная погрузка на ось	т	Определяется расчетом на образец БТТ
6	Расстояние от швартовых узлов к условной горизонтальной поверхности, которая проходит через центр массы	м	По возможности минимальное
7	Радиус скругления охватываемых поверхностей в швартовочных и такелажных узлах	мм	не менее 22
8	Наличие на сборочных единицах, агрегатах и устройствах массой 50 кг и больше такелажных устройств	-	Наличие
9	Наличие устройств торможения	-	Наличие

Основными критериями, по которым определяется возможность авиатранспортировки БТТ и тип транспортного самолета, являются масса и габаритные размеры образца БТТ.

Выводы. Анализируя требования к бронетанковой техники по транспортировке транспортными самолетами можно предполагать следующее:

В процессе совершенствования БТТ, проектирования и создания новых ее ви-

дов, для забезпечення авіатранспортабельності, необхідно виконання спеціальних вимог розглянутих в даній статті. Це дозволить забезпечити безпеку авіаційних перевезень і збереження БТТ.

Литература: 1. Таран Л. *Возможности ВВС США по осуществлению воздушных перебросок* / Л. Таран // *Зарубежное военное обозрение*. - 2009. - №1. - С.42-49. 2. *Оперативно-тактический военно-транспортный самолет Ан-70* / "Вестник авиации и космонавтики". - 2001. 3. «Armada International». - 2005. - №3. - с.26, 28, 30, 32. 4. Драко М.В. *Военная авиация. Кн.1* / Худ. обл. М.В.Драко. - Мн.: «Попурри», 1999. - 512 с. ил.+вкл.8с.. 5. «Flight International». - 2003. - 21-27. - October.- p.57-72. 6. *Современная военная авиация* / Перевод с англ. А.А. Жеребилова. - Смоленск: «Русич», 2000. - 28с.. 7. Д. Тымчук *Вооружение украинских ВС: чем мы готовимся воевать?* / Тымчук Д. // *Аналитика – Геополитика*, 2011. - 02. - режим доступа.

Bibliography (transliterated): 1. Taran L. *Vozmozhnosti VVS SShA po osuschestvleniyu vozdushnykh perebrosok* / L. Taran // *Zarubezhnoe voennoe obozrenie*. 2009. #1. S.42-49. 2. *Operativno-takticheskiy voenno-transportnyiyy samolet An-70* / "Vestnik aviatsii i kosmonavtiki". - 2001. 3. «Armada International». - 2005. #3. s.26, 28, 30, 32. 4. Drako M.V. *Voennaya aviatsiya. Kn.1* / Hud. obl. M.V.Drako. Mn.: «Popurri», 1999. 512 s. il. vkl.8s.. 5. «Flight International». 2003. 21-27. October. p.57-72. 6. *Sovremennaya voennaya aviatsiya* / Perevod s angl. A.A. Zherebilova. - Smolensk: «Rusich», 2000. 28s.. 7. D. Tyimchuk *Vooruzhenie ukrainskikh VS: chem myi gotovimsya voevat* / Tyimchuk D. // *Analitika – Geopolitika*, 2011. 02. rezhim dostupa.

Речич Ю.В., Деятилов Ю.І., Паніматка В.І., Роленко С.О.

АНАЛІЗ ОСОБЛИВОСТЕЙ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНОЇ АВІАЦІЇ Й ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ВИМОГ ПО АВІАТРАНСПОРТАБЕЛЬНОСТІ ПРИ РОЗРОБЦІ ЗРАЗКІВ БРОНЕТАНКОВОЇ ТЕХНІКИ

Проведено порівняльний аналіз можливостей сучасної військово-транспортної авіації по транспортуванню бронетанкової техніки. Визначено основні вимоги до конструкції зразків бронетанкової техніки по забезпеченню безпеки при авіатранспортуванні.

Речич Ю.В., Деятилов Ю.И., Паниматка В.И., Роленко С.А.

АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОЙ АВИАЦИИ И ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ ПО ТРАНСПОРТАБЕЛЬНОСТИ АВИАЦИЕЙ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ОБРАЗЦОВ БРОНЕТАНКОВОЙ ТЕХНИКИ.

Проведен сравнительный анализ возможностей современной военно-транспортной авиации по транспортированию бронетанковой техники. Определены основные требования к конструкции бронетанковой техники по обеспечению безопасности при авиатранспортировании.

Rechich Y.V., Devyatilov Y.I., Panimatka V.I., Rolenko S.A.

ANALYSIS OF FEATURES OF MILITARY TRANSPORT AVIATION SECURITY REQUIREMENTS FOR THE DEVELOPMENT OF AVIATION OF TRANSPORTABLE ARMORED VEHICLES.

A comparative analysis of the capabilities of modern military transport aircraft for transportation of armoured fighting vehicles (AFV). The basic requirements for the design of armoured vehicles to ensure safety during transport aircraft.

ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ РАБОТЫ ТРАНСМИССИИ БРОНЕТРАНСПОРТЕРА БТР-4 ЗА СЧЕТ ПРИМЕНЕНИЯ АВТОНОМНОЙ СИСТЕМЫ МАЗКИ РАЗДАТОЧНОЙ КОРОБКИ

Введение. Одной из основных характеристик военных легкобронированных машин, обеспечивающих их живучесть, является подвижность. Вопросу повышения надежности работы систем, обеспечивающих подвижность, всегда уделялось большое внимание, как на этапе разработки, так и на этапе доводки изделия. Продолжаются эти работы и во время серийного производства.

Одной из систем, надежная работа которой имеет первостепенное значение для обеспечения живучести, является система гидроуправления, смазки и охлаждения трансмиссии (далее по тексту – гидросистема трансмиссии).

Гидросистема трансмиссии обеспечивает следующие функции:

- включение передач в трансмиссии путем подачи масла под давлением в бустера коробки передач;
- подпитка гидротрансформатора;
- смазка и охлаждение трансмиссии путем подачи масла к трущимся поверхностям коробки передач, входного редуктора и раздаточной коробки.

В данной работе будут рассмотрены вопросы повышения надежности работы гидросистемы трансмиссии в части смазки и охлаждения раздаточной коробки бронетранспортера БТР-4.

На рис. 1 показана гидравлическая принципиальная схема системы гидроуправления, смазки и охлаждения трансмиссии, устанавливаемой на изделии БТР-4.

Работа гидросистемы происходит следующим образом:

- масло из трансмиссионного маслобака *Б* насосом *Н2*, имеющим привод от первичного вала входного редуктора, подается на смазку раздаточной коробки. Давление масла, подаваемого на смазку определяется настройкой клапана смазки *КУ4*. Откачку масла из картера раздаточной коробки производит насос *Н3*, имеющий привод от первичного вала раздаточной коробки. Обратный клапан *КО* предотвращает перетекание масла из радиатора системы в картер раздаточной коробки при остановке двигателя. Имеется также отсечной электрогидроклапан *ГР*, предназначенный для предотвращения переполнения раздаточной коробки маслом. Переполнение и потеря масла вызваны тем, что насос *Н3* на разных передачах имеет различную производительность, а при включении заднего хода реверсируется, превращаясь из откачивающего насоса в нагнетающий. В ходе испытаний выяснилось, что имеется ряд режимов работы трансмиссии, в которых необходимо отключать подачу масла на смазку раздаточной коробки, а именно:

- при включенной нейтральной передаче;
- при включении заднего хода;
- при включении 1-й передачи переднего хода;
- при включении 2-й передачи при частоте вращения коленчатых валов двигателя ниже 1800 об/мин.

Отключение подачи масла на смазку раздаточной коробки производится путем электрического сигнала на электромагнит электрогидроклапана *ГР*.

Как показали испытания изделий БТР-4, имеются замечания по надежности работы, как самого клапана, так и электронных систем им управляющих.

Цель и задачи исследования. Целью данной работы является повышение живучести бронетранспортера БТР-4 путем обеспечения надежной работы системы смазки раздаточной коробки.

Для достижения поставленной цели необходимо:

- разработать схему автономной системы смазки раздаточной коробки;
- обеспечить полноценную смазку раздаточной коробки на всех режимах трансмиссии;
- определить характеристики гидравлических элементов автономной системы смазки раздаточной коробки.

Объектом исследования является система гидроуправления трансмиссии изделия БТР-4.

Предметом исследования является функционирование автономной системы смазки раздаточной коробки.

Методы исследования, используемые в работе: системный подход при изучении и решении проблемы минимизации количества гидравлических элементов, необходимых для выполнения функций системы смазки.

Научная новизна полученных результатов заключается в следующем: получила дальнейшее развитие теория повышения надёжности БТР-4 за счёт автономизации системы смазки раздаточной коробки, что привело к упрощению общей гидросистемы изделия, а также обеспечению смазки трущихся элементов раздаточной коробки на всех режимах работы трансмиссии.

Результатом исследования является разработка новых схем смазки и обоснование целесообразности разбивки системы гидроуправления, смазки и охлаждения трансмиссии на две независимых системы, а именно:

- систему гидроуправления, смазки и охлаждения автоматической коробки передач и входного редуктора;
- систему смазки раздаточной коробки.

С целью повышения надёжности работы гидросистемы гидроуправления, смазки и охлаждения была разработана автономная система смазки раздаточной коробки, не имеющая в своем составе отсечного клапана.

На рис. 1 представлена принципиальная гидравлическая схема автономной системы смазки раздаточной коробки.

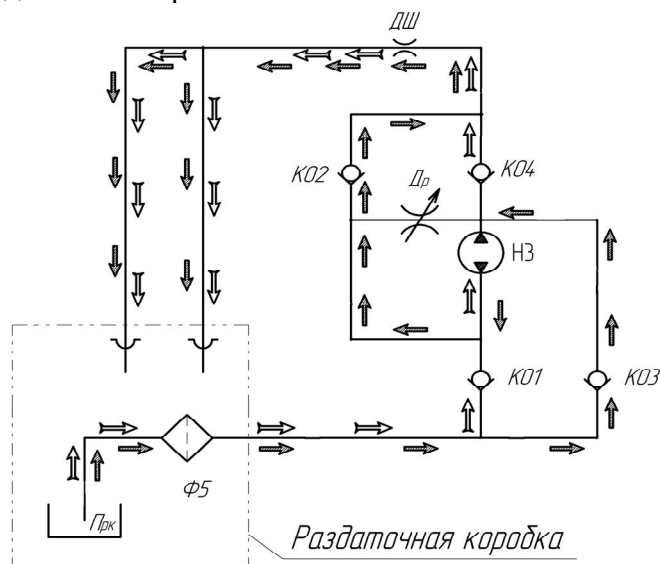


Рис. 1. Гидравлическая принципиальная схема смазки раздаточной коробки изделия БТР-4: Др - регулируемый дроссель; ДШ - дроссельная шайба; КО1, КО2, КО3, КО4 – обратные клапана; НЗ - нагнетательный насос; Прк – поддон картера раздаточной коробки; Ф5 – всасывающий фильтр раздаточной коробки; $\Rightarrow$ движение масла на смазку раздаточной коробки при движении бронетранспортёра вперёд; $\Rightarrow$ движение масла на смазку раздаточной коробки при движении бронетранспортёра задним ходом.

Работа автономной системы смазки раздаточной коробки происходит следующим образом:

- масло из поддона раздаточной коробки *Прк* насосом *НЗ* подается в нагнетательную магистраль. Открыв обратный клапан *КО4* масло проходит через дроссельную шайбу *ДШ* и поступает к трущимся поверхностям раздаточной коробки, после чего стекает в поддон картера *Прк*. Далее цикл повторяется. Излишки масла через дроссель *Др* возвращается во всасывающую магистраль насоса *НЗ*. При реверсировании насоса *НЗ*, при включении заднего хода в коробке передач, работа системы смазки происходит следующим образом:

- из-за разрежения в магистрали закрывается обратный клапан *КО4*, при этом открывается клапан *КО3*. Масло под давлением открывает обратный клапан *КО2* и через него поступает к смазываемым узлам раздаточной коробки, после чего стекает в поддон *Прк*.

Как видно из рис. 1 в системе смазки отсутствует отсечной электрогидроклапан и, соответственно, аппаратура им управляющая. Кроме того блок обратных клапанов (*КО1...КО4*) обеспечивает смазку раздаточной коробки на всех режимах работы трансмиссии.

Расчёт параметров элементов гидросистемы смазки раздаточной коробки (РК) бронетранспортёра БТР-4. На рис. 2 представлена расчетная схема системы смазки раздаточной коробки.

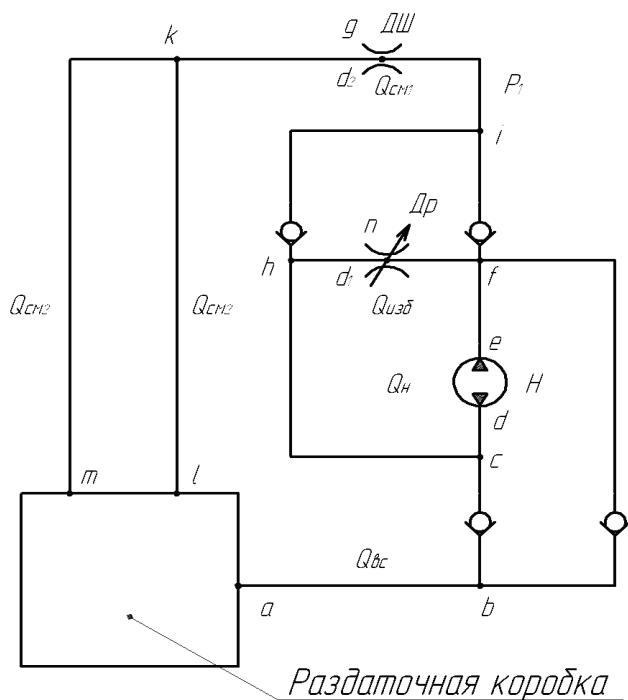


Рис. 2. Расчетная схема системы смазки раздаточной коробки: Q_H – подача насоса; $Q_{см1}$, $Q_{см2}$ – расход на смазку раздаточной коробки; $Q_{изб}$ – избыточный расход масла; $Q_{вс}$ – расход в линии всасывания; P_1 – давление нагнетания; H – насос ($q=16\text{см}^3$); $ДШ$ – дроссельная шайба; $Др$ – регулируемый дроссель; d_1 – расчетный диаметр отверстия регулируемого дросселя; d_2 – диаметр отверстия дроссельной шайбы.

Определим необходимые расходы и давления масла, обеспечивающие работу системы смазки. Производительность насоса определяется по формуле [1]:

$$Q = q \cdot n \cdot \eta,$$

где q – рабочий объем насоса $q=16\text{ см}^3$; n – частота вращения вала насоса, изменяется в пределах от 1073 об/мин до 3486 об/мин.; η – КПД насоса, принимаем $\eta = 0,87$.

Проведенный расчет показывает, что производительность насоса составляет от 14,9 л/мин до 48,5 л/мин.

Для определения расхода на смазку раздаточной коробки используем формулу [1] для вычисления расхода масла через дроссельное отверстие:

$$Q = \mu \cdot f \cdot \sqrt{\frac{2g \cdot \Delta p}{\gamma}},$$

где Q – расход масла через дроссель; μ – коэффициент расхода; f – площадь сечения дросселя; Δp – перепад давлений; g – ускорение силы тяжести; γ – объемный вес жидкости.

Из опыта эксплуатации раздаточных коробок на бронетранспортерах БТР-4 расход должен составлять не менее 3 л/мин. При этом избыточный расход масла через регулируемый дроссель D_p составит

$$Q_{изб} = Q_n - Q_{см} = 14,9 - 3 = 11,9 \text{ (л/мин)}.$$

Принимая диаметр отверстия в дроссельной шайбе равным 3,0 мм определим расчетное сечение дросселя D_p при минимальной частоте вращения коленчатых валов двигателя.

После преобразования получим:

$$d_1 = d_2 \cdot \sqrt{\frac{Q_{изб}}{Q_{см}}} = 3 \sqrt{\frac{11,9}{3}} = 5,97 \text{ мм}.$$

Принимаем $d_1 = 6 \text{ мм}$.

Определим минимальное давление P_{1min} при минимальной частоте вращения коленчатых валов двигателя:

$$P = \frac{8 \cdot Q^2 \cdot \gamma}{\mu^2 \cdot \pi^2 \cdot d^4 \cdot g}.$$

В результате расчета получаем $P_{1min} = 0,59 \text{ кг/см}^2$.

Определим расход и давление перед дроссельной шайбой при максимальной частоте вращения коленчатых валов двигателя.

Учитывая, что $Q_n = Q_{см} + Q_{изб}$,

$$\text{получаем } P_{1max} = \frac{8 \cdot Q_{Hmax}^2 \cdot \gamma}{g \cdot \mu^2 \cdot \pi^2 \cdot (d_1^2 + d_2^2)^2}.$$

В результате расчета получаем $P_{1max} = 5,95 \text{ кг/см}^2$.

При этом расход на смазку составит

$$Q_{см} = \mu \cdot \frac{\pi \cdot d_2^2}{4} \sqrt{\frac{2 \cdot g \cdot P_{1max}}{\gamma}}.$$

После расчета получаем $Q_{см} = 9,6 \text{ л/мин}$.

Таким образом при изменении частоты вращения коленчатых валов от минимальных до максимальных давление масла будет изменяться от $0,57 \text{ кг/см}^2$ до $5,95 \text{ кг/см}^2$, а расход на смазку от 3 л/мин до 9,6 л/мин.

Расчет сечения трубопроводов системы смазки раздаточной коробки. В соответствии с рекомендациями [2] скорость движения масла должна составить:

- для напорных магистралей – 5...10 м/сек;
- для всасывающих магистралей – 0,5...1,5 м/сек.

Расчет произведен без учета потерь давления по длине трубопроводов и в установившемся режиме.

Из соотношения $Q = f \cdot v$ [1] находим внутренний диаметр трубопроводов:

$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot Q}{\pi \cdot v}},$$

где Q – расход рабочей жидкости; v – скорость движения рабочей жидкости.

Из расчетной схемы системы смазки раздаточной коробки (рис. 3) видно, что:

- при движении на передачах переднего хода линия $a - b - c - d$, а также отрезок $n - h - c$ являются всасывающими, линия $e - f - i - g - k - l (-m)$ и отрезок $f - n$ - напорными;

- при движении на передаче заднего хода линия $a - b - f - e$ и отрезок $n - f$ - всасывающие, линия $d - c - h - i - g - k - l (-m)$ и отрезок $h - n$ - напорные.

Исходя из вышеизложенного, в результате расчетов получим следующие величины внутренних диаметров при максимальных расходах:

- всасывающая линия, отрезок $a - b - c$ ($a - b - f$ при реверсировании) при $Q_{вс} = 9,6$ л/мин – 12 мм;

- всасывающая линия, отрезок $c - d$ ($f - e$ при реверсировании) при $Q_n = 48,5$ л/мин – 26 мм;

- всасывающая линия, отрезок $n - h - c$ ($n - f$ при реверсировании) при $Q_{изб} = 38,9$ л/мин – 23,5 мм;

- напорная линия, отрезок $f - i - g - k$ ($h - i - g - k$ при реверсировании) при $Q_{см1} = 9,6$ л/мин – 6,5 мм;

- напорная линия, отрезок $k - l$, $k - m$ при $Q_{см2} = 4,8$ л/мин – 4,5 мм.

Выводы. Предлагаемая в данной работе автономная система смазки раздаточной коробки позволяет:

- повысить надежность работы системы смазки за счет исключения отсечного электрогидроклапана и аппаратуры его управления;

- обеспечить смазку раздаточной коробки на всех режимах работы трансмиссии.

Литература: 1. Башта Т.М. Машиностроительная гидравлика / Т.М. Башта. - М.: Машиностроение, 1971. – 672 с. 2. Никитин О.Ф. Объемные гидравлические и пневматические приводы / О.Ф. Никитин, К.М. Холин. – М.: Машиностроение, 1981. – 269 с.

Bibliography (transliterated): 1. Bashta T.M. Mashinostroitel'naja gidravlika / T.M. Bashta. - M.: Mashinostroenie, 1971. – 672s. 2. Nikitin O.F. Ob'emye gidravlicheskie i pnevmaticheskie privody / O.F. Nikitin, K.M. Holin. - M.: Mashinostroenie, 1981. - 269s.

Саєнко Д.В., Гращенко Г.П., Поторока А.В., Липовець В.В., Литвин-Попович І.А.
ПІДВИЩЕННЯ НАДІЙНОСТІ РОБОТИ ТРАНСМІСІЇ БРОНЕТРАНСПОРТЕРА БТР-4
ЗА РАХУНОК ЗАСТОСУВАННЯ АВТОНОМНОЇ СИСТЕМИ ЗМАЩЕННЯ
РОЗДАВАЛЬНОЇ КОРОБКИ

Запропоновано метод підвищення надійності трансмісії бронетранспортера БТР-4 за рахунок застосування автономної системи змащення роздавальної коробки.

Саєнко Д.В., Гращенко Г.П., Поторока А.В., Липовець В.В., Литвин-Попович І.А.
ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ РАБОТЫ ТРАНСМИССИИ БРОНЕТРАНСПОРТЕРА
БТР-4 ЗА СЧЕТ ПРИМЕНЕНИЯ АВТОНОМНОЙ СИСТЕМЫ СМАЗКИ РАЗДАТОЧ-
НОЙ КОРОБКИ

Предложен метод повышения надежности трансмиссии бронетранспортера БТР-4 за счет использования автономной системы смазки раздаточной коробки.

Sayenko D.V., Grashchenkov G.P., Potoroka A.V., Lipovets V.V., Litvin-Popovich I.A.
IMPROVING THE RELIABILITY OF TRANSMISSION ARMoured PERSONNEL
CARRIER BTR-4, DEPLOYING AUTONOMOUS LUBRICATION SYSTEM TRANSFER
CASE

A method of increasing the reliability of transmission BTR-4, deploying autonomous lubrication transfer case.

УВЕЛИЧЕНИЕ КОНТРОЛИРУЕМОЙ ПЛОЩАДИ ПРИ ВЕДЕНИИ РАДИАЦИОННОЙ РАЗВЕДКИ МЕСТНОСТИ

Введение. Приборы радиационной разведки (РР) являются основным средством обнаружения радиоактивного заражения местности при всех существующих современных угрозах радиоактивного облучения личного состава. Основным направлением дальнейшего развития приборов данного класса является:

1. Увеличение информативности разведывательной информации:
 - за счёт улучшения метролого-технических характеристик (снижения погрешности измерения, расширения диапазона измерения мощности дозы, так и энергетического диапазона измеряемой величины);
 - за счёт анализа энергетических характеристик измеряемых величин с целью идентификации радиоизотопного состава зараженной местности.
2. Увеличение контролируемой площади мощности дозы гамма-излучения.

Анализ литературных источников. В работе [1,2] вводится показатель полноты ведения разведки, характеризующий качество ведения РР бортовыми приборами при очаговом заражении местности радиоактивными веществами в виде «пятен». Если необходимость снижения измеряемого уровня мощности дозы до природного фона и спектрометрического анализа зараженной местности, не вызывает дискуссий в литературе, то такая характеристика, как радиус контролируемой площади участка местности в точке стояния машины разведки (для российского прибора ИМД-23 он составляет 150-200 м), требует некоторых пояснений и уточнений.

Математическая модель. Следует отметить, что тактически представляет интерес именно вертикальная составляющая (R_v) данного радиуса (рис.1), так как при ведении РР местности горизонтальная составляющая отрабатывается движением машины разведки по маршруту следования.

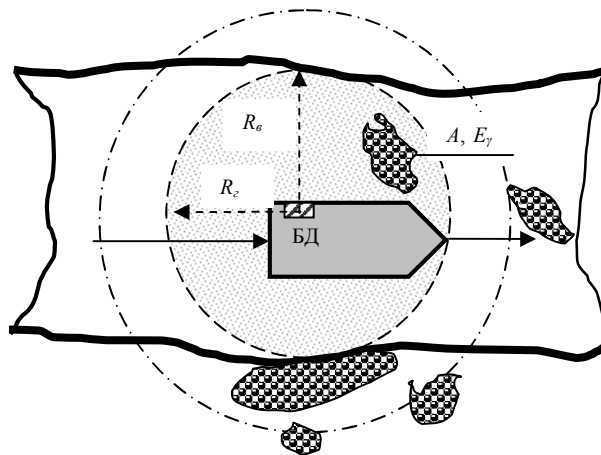


Рис. 1. Схема радиусов контролируемой площади участка местности в точке стояния машины разведки.

Увеличение радиуса вертикальной составляющей (по отношению к БД) и предполагает расширение обнаруживаемой способности прибора.

Полигонные и лабораторные эксперименты на кафедре со стоящим на вооружении войск РХБз бортовым прибором ИМД-21Б и источником Cs-137 (с энергией гамма - квантов 662 кэВ), убедительно показывают, что радиус контролируемой площади при ведении РР не превышает 5 метров. Расчеты величины минимальной мощности дозы ($\dot{X}_{\min}$) гамма-излучения, которую может измерять ионизационная камера (с воздухоэквивалентными стенками) работающая в режиме «заряд-разряд» блока детектирования БДМГ-36 прибора ИМД-21Б показывают, что при объёме детектора в 200 см^3 и пороге чувствительности лампового электрометра равным 10^{-13} А минимальная измеряемая мощность дозы должна составлять:

$$\dot{X} = \frac{I_{\text{ук}}}{V \cdot 0,924 \cdot 10^{-13}} = \frac{1 \cdot 10^{-13}}{200 \cdot 0,924 \cdot 10^{-13}} = 0,0054 \text{ Р/ч или } 5,4 \text{ мР/ч.}$$

При энергетическом диапазоне 0,08-2,6 МэВ, в действительности прибор начинает измерения с 1 Р/ч, что не позволяет оперативно обнаруживать при РР переднюю зону заражения, согласно нормативным требованиям (0,5 Р/ч для ЯВ и 5 мР/ч для АЭС).

Кроме того, необходимо отметить, что блок детектирования прибора ИМД-21Б размещён не снаружи машины разведки, а внутри корпуса, что вызывает необходимость автоматического учёта коэффициента ослабления корпусом машины разведки путём увеличения времени измерения (рис.2).

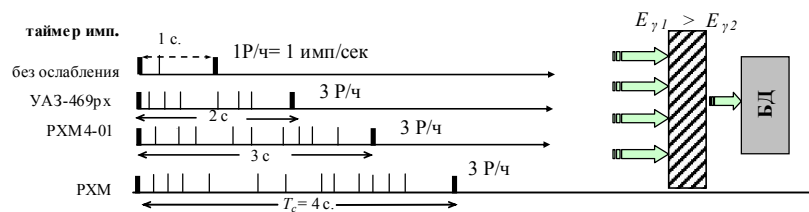


Рис. 2. Учёт кратности ослабления гамма-излучения конструкцией машины разведки.

В связи с тем, что излучение гамма-квантов, а также процесс его детектирования носят вероятностный характер, на наш взгляд, не корректно говорить о полной компенсации утраченной информации о мощности дозы гамма излучения путём увеличения времени счёта импульсов с блока детектирования (время измерения).

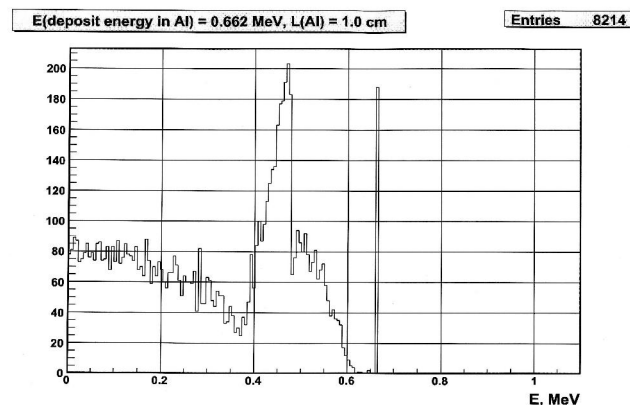


Рис 3. Спектр гамма-квантов от источника Cs^{137} с энергией 662 кэВ при прохождении слоя из алюминия толщиной 1 см.

Безусловно, корпус машины разведки необходимо рассматривать как определённый фильтр для гамма-квантов разной энергии. Методом Монте-Карло (рис. 3) были проведены расчёты уменьшения энергии гамма-квантов с начальной энергией 662 кэВ, которые прошли сквозь алюминиевый корпус толщиной 1 см. Как видно из полученного спектра, значительная часть гамма-квантов утратила высокоэнергетическую составляющую, а значит, данное спектральное ограничение безусловно будет влиять на радиус контролируемой площади при ведении РР.

В войсковой дозиметрии общепринято, что бортовой прибор РР измеряет мощность дозы гамма-излучения (уровень радиации) в той точке пространства, где размещён блок детектирования на высоте 1 м от поверхности земли. Если рассматривать результирующее поле гамма-излучения в точке размещения БД, как суперпозицию гамма-квантов от множества точечных радиоактивных источников на местности, что освещено в работе [3], то оценку так называемого в литературе «радиуса контролируемой площади» участка местности можно провести путём анализа:

- характеристик зараженной местности (Γ, A);
- характеристик чувствительности детектора $\left(\frac{N_c}{\dot{X}}\right)$ блока детектирования;
- параметров счётной характеристики, алгоритма обработки сигнала с детектора (T_C).

Используя известные зависимости измеряемой мощности дозы гамма-излучения от параметров БД и счётной схемы прибора, а также формируемой мощности дозы гамма-излучения с участка местности [4], проведем анализ контролируемого радиуса по выражению:

$$R = \sqrt{\frac{\Gamma \cdot A \cdot T_C \cdot \epsilon \cdot S}{E_\gamma \cdot \mu_{nмв} \cdot N_C}} \quad (1)$$

где $\Gamma = \sum_i \Gamma_i p_i$, - гамма постоянная (постоянная мощности экспозиционной дозы)

сложной смеси радиоактивных изотопов, какой являются как продукты ЯВ, так и продукты аварии на АЭС (Γ_i - постоянная изотопа, процентный вклад которого по активности равен p_i). Гамма постоянная зависит и от вида взрыва, поскольку для различных видов взрыва, как равно и для различных типов ядерных реакторов характерен свой изотопный состав.

Для ориентировочной оценки используем результаты расчетов значения гамма постоянной для различных моментов времени после деления урана-235, урана-238, плутония-239 в работе [3]. В связи с тем, что гамма постоянная при ЯВ, достигает наибольшего значения на 10 сутки, а затем до 30 суток остаётся практически

постоянной, то примем $\Gamma = 2,8 \frac{P \cdot \text{см}^2}{\text{ч} \cdot \text{мКи}}$;

A – активность участка местности;

N_C – скорость счёта импульсов с детектора (частота следования импульсов) при импульсном подключении детектора;

T_C – время счёта импульсов с детектора при заданной погрешности (обнаружения/измерения);

E_γ – энергия гамма квантов. Результаты измерения углового распределения в

вертикальної плоскості потоку гамма-квантів різної енергії на висоті около 1 м над поверхню землі, приведені на рис. 4. Необхідно відзначити наявність максимуму інтенсивності випромінювання в напрямленні, близькому до 90° . Для малих енергій інтенсивність випромінювання знизу ($\Theta^0 \cong 0^\circ$) в 3–4 рази менше, ніж з напрямлення близького до горизонтального ($\Theta^0 \cong 85^\circ$). Для більш високих енергій горизонтальна радіація майже на порядок більше випромінювання знизу.

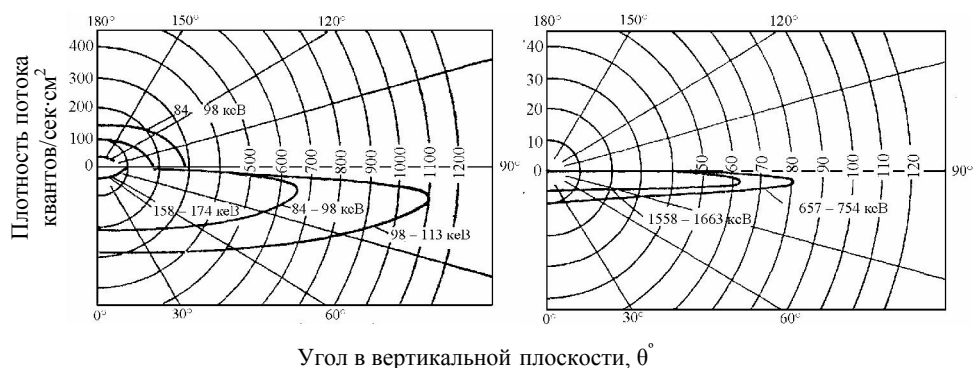


Рис.4. Диаграммы углового распределения плотности потока гамма-квантов с энергиями от 84 до 1663 кэВ в вертикальной плоскости.

$\mu_{пмв}$ – масовый коэффициент передачи энергии гамма-квантов для воздуха;

S – площадь детектора;

ε – эффективность регистрации излучения детектором (является энергетической пространственно-угловой функцией вероятности процесса взаимодействия излучения с рабочей средой детектора).

В общем случае, эффективность регистрации детекторов тем больше, чем больше их плотность, геометрические размеры и эффективный атомный номер вещества детектора. Однако, анализ показывает, что эффективность регистрации гамма-квантов, например газонаполненными счетчиками, в области энергий ниже 200 кэВ существенно зависит от материала корпуса (катода) счетчика, в котором осуществляется конверсия гамма-квантов в электроны. В интервале энергий от 100 кэВ до 3 МэВ данная эффективность не превышает 2% и практически не зависит от размеров счетчиков, а значит данный тип детекторов и не может рассматриваться для расширения контролируемой площади. На рис. 5 приведены графики спектральной эффективности регистрации гамма-излучения неорганическими сцинтилляторами NaI(Tl) различных размеров.

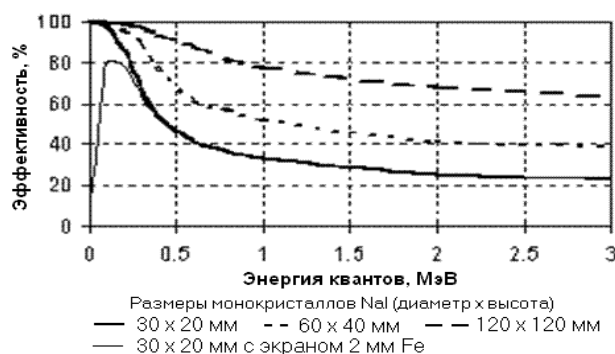


Рис. 5. Эффективность регистрации гамма-квантов сцинтилляторами NaI(Tl).

Проведенный анализ показывает, что данный детектор наилучшим способом регистрирует гамма-кванты всего диапазона энергий встречающейся в практике войсковой дозиметрии ($\varepsilon = 70\%$). При регистрации низкоэнергетических гамма-квантов (менее 100 кэВ) существенную роль начинает играть поглощение излучения в контейнере детектора и в защитной конструкции блока детектирования, если он не имеет специального входного окна,

а значит, безусловно, должен быть размещён на внешней стороне корпуса машины разведки. Влияние времени счёта (измерения), требует дополнительных исследований и связано с тактикой действия отделения разведки.

Выводы. Проведённый анализ показывает, что расширить контролируемый радиус технически возможно либо за счёт увеличения конструктивных параметров выбираемого детектора, либо за счет увеличения высоты размещения БД прибора РР. Только за счёт увеличения эффективности регистрации высокоэнергетических гамма-квантов (сцинтилляционным детектором), возможно расширить контролируемый радиус в 3-4 раза.

Литература: 1. Чернявский И.Ю. Повышение качества проведения радиационной разведки районов путем увеличения контролируемой площади бортовым прибором радиационной разведки / И.Ю. Чернявский, В.В. Марущенко // *Механіка та машинобудування* // Науково-технічний журнал. Харків. НТУ «ХПІ», 2010. – №1. – С. 217–222. 2. Чернявський І.Ю. Обґрунтування шляхів вдосконалення системи збору та обробки інформації про РХБ обстановку при виконанні завдань підрозділами та частинами у складі ОСШР щодо нейтралізації збройного конфлікту / І.Ю.Чернявський // Інформаційний бюлетень військ РХБ захисту // Науково-інформаційне видання. Харків. ХІТВ, 2008.–№ 6(6).– С.100. 3. Дозиметрия ионизирующих излучений ядерного взрыва / [Щербakov В.И., Фролов Ю.И., Мкрытычев М.Г., Фоломеев Ю.В. и др.]: под редакцией Б.А. Шестерикова. – М.: ВАНЗ, 1973. – 450с.

Bibliography (transliterated) : 1. Chernyavskiy I.Yu. Povyishenie kachestva provedeniya radiatsionnoy razvedki rayonov putem uvelicheniya kontroliruemoy ploschadi bortovym priborom radiatsionnoy razvedki / I.Yu. Chernyavskiy, V.V. Maruschenko // *Mehanika ta mashinobuduvannya* // Naukovo-tehnichniy zhurnal. Harkiv. NTU «HPI», 2010. – #1. – S. 217–222. 2. Chernyavskiy I.Yu. Obgruntuvannya shlyahiv vdoskonalennya sistemi zboru ta obrobki informatsiyi pro RHB obstanovku pri vikonanni zavdan pidrozdilami ta chastinami u skladi OSShR schodo neytralizatsiyi zbroynogo konfliktu / I.Yu.Chernyavskiy // *Informatsiynyi byuleten viysk RHB zahistu* // Naukovo-Informatsiyne vidannya. Harkiv. HITV, 2008.–# 6(6).– S.100. 3.Dozimetriya ioniziruyuschih izlucheni yadernogo vzryiva / [Scherbakov V.I., Frolov Yu.I., Mkrytyichev M.G., Folomeev Yu.V. i dr.]: pod redaktsiey B.A. Shesterikova. – M.: VАНZ, 1973. – 450s

Чернявский И.Ю.

УВЕЛИЧЕНИЕ КОНТРОЛИРУЕМОЙ ПЛОЩАДИ ПРИ ВЕДЕНИИ РАДИАЦИОННОЙ РАЗВЕДКИ МЕСТНОСТИ

В статье рассматриваются возможность повышения контролируемой площади бортовым прибором при ведении радиационной разведки местности.

Чернявський І.Ю.

ЗБІЛЬШЕННЯ КОНТРОЛЮЕМОЇ ПЛОЩІ ПІД ЧАС ВЕДЕННЯ РАДІАЦІЙНОЇ РОЗВІДКИ МІСЦЕВОСТІ

У статті розглядається можливість збільшення контролюємої площі бортовим приладом під час ведення радіаційної розвідки місцевості.

Chernyavsky I.Y.

INCREASE OF CONTROLLED AREAS WHILE CONDUCTING RADIATION RECONNAISSANCE

The article discusses the possibility of increasing controlled areas by onboard device while conducting radiation reconnaissance.

УПРАВЛІННЯ В ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМАХ

УДК 629.78.783

Александров Є.Є., д-р техн. наук; Назаров О.С.

ОЦІНКА ПАРАМЕТРІВ СИСТЕМИ КОНТРОЛЮ РУХУ СУПУТНИКА

Вступ. Складність алгоритмів обробки даних зростає зі збільшенням об'єму вирішуваних завдань, що, проте, окупається зменшенням необхідної апаратурної надмірності. При цих припущеннях в загальному випадку необхідно: встановити сам факт появи скачка; визначити (ідентифікувати) номер оцінюваного параметра; виробити оцінку величини виявленого скачка параметра; здійснити оцінювання вектора стану системи. Таким чином, в загальному випадку ця задача відноситься до класу завдань спільного оцінювання нестационарних параметрів і станів супутника. Приватним прикладом цієї задачі є задача виявлення відмов у системі управління орієнтацією супутника, в яких скачками змінюються елементи перехідної матриці і матриці спостереження системи, а також дисперсії шумів обурень і вимірів.

Аналіз літературних джерел. Розглянемо метод оцінки параметрів контролю руху супутника за допомогою набору датчиків, заснований на фільтрації Гаусової функції щільності вірогідності, що складається з похідних першого і другого порядку параметрів руху і параметрів відхилення датчиків [1].

Результуючі стохастичні диференціальні рівняння [2,3] для закону управління станом системи і дискретних вимірів мають вигляд

$$dx(t) = f(x(t), t) + G(x(t), t)d\beta(t); \quad (1)$$

$$y(t_k) = h(x(t_k), t_k) + \eta(t_k), \quad (2)$$

де $x(t)$ і $\beta(t)$ – ймовірнісні процеси, а $y(t_k)$ та $\eta(t_k)$ – випадкові послідовності. Крім того, $\beta(t)$ містить компоненти, які є незалежними процесами Броунівського руху, $\eta(t_k)$ має компоненти, які є незалежними білими Гаусовими послідовностями. Функції $\beta(t)$, $\eta(t_k)$ та $x(t_0)$ прийняті незалежними, а функції $f(x(t), t)$ і $h(x(t_k), t_k)$ передбачаються гладкими.

Безперервно-дискретне завдання фільтрації руху [4] полягає в обчисленні оцінки стану $x(t)$, отриманої як реалізація послідовності спостережень $Y_k = \{y(t_0), \dots, y(t_k)\}$ на проміжку часу від t_0 до $t_k < t$, яка в короткій формі набирає вигляду $Y_k = \{y(s) : t_0 \leq s \leq t\}$.

Для вирішення цього завдання необхідно, по-перше, визначити закон умовної функції щільності вірогідності стану $x(t)$, визначеної на всіх попередніх вимірах Y_k (званою фільтрацією функції щільності вірогідності), яка позначена $\rho(x(t), t | Y_k) \equiv \rho(x(t), t)$. По-друге, відновити цю фільтрацію функції щільності вірогідності, коли дискретні виміри стають доступними.

© Є.Є. Александров, 2013

Між вимірами $t_{k-1} \leq t \leq t_k$ фільтрація функції щільності вірогідності $\rho(x, t)$ задовольняє рівнянню Фоккера-Планка [5]

$$\frac{\partial \rho(x, t)}{\partial t} = - \sum_{i=1}^n \frac{\partial}{\partial x_i} [\rho(x, t) f_i(x, t)] + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [\rho(x, t) (G(x, t) G^T(x, t))_{ij}]. \quad (3)$$

Функція $\rho(x, t)$ побудована шляхом нормалізації умовної функції щільності вірогідності $\sigma(x, t)$. Ця функція щільності вірогідності оновлюється у момент часу t_k , щоб включити інформацію у вимір $y(t_k)$ шляхом використання теореми Байеса для щільності вірогідності

$$\sigma_{x_k(+)|Y_k}(x, t) = \left[\frac{\int_{\mathbb{R}^n} \sigma_{x_k(+)|Y_k}(x, t) d^n x}{\int_{\mathbb{R}^n} \sigma_{y_k|x_k(-)}(x, t) \sigma_{x_k(-)|Y_{k-1}}(x, t) d^n x} \right] \sigma_{y_k|x_k(-)}(x, t) \sigma_{x_k(-)|Y_{k-1}}(x, t), \quad (4)$$

де $\sigma_{y_k|x_k(-)}(x, t)$ є ненормалізованою функцією щільності вірогідності для вимірів датчиків, визначеною на заздалегідь вимірюваному стані. Нижні символи $(-)$ і $(+)$ позначають параметри попереднього виміру і подальшого виміру відповідно.

Необхідно вирішити завдання визначення параметрів руху шляхом вирішення рівняння Фоккера-Планка за допомогою початкової фільтрації Гаусової функції щільності вірогідності, спираючись на вирішенні нелінійних звичайних диференціальних рівнянь. Цей метод можна вважати розширенням ортогонального фільтру параметрів руху, розвинутого Марклі [1], і нелінійного алгоритму фільтрації, розвинутого Яу [6].

Математична модель. Ортогональна матриця руху супутника $D(t)$ задовольняє диференціальному рівнянню

$$\frac{d}{dt} D(t) = - \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} D(t), \quad (5)$$

де $\omega(t) = \{\omega_1, \omega_2, \omega_3\}$ – кутова швидкість супутника.

Щоб сформулювати стохастичне диференціальне рівняння [5] для опису кінематичного руху супутника, дійсна кутова швидкість $\omega(t)$ збільшена шляхом використання моделі гіроскопа Фарренкопфа [7]

$$\omega_g(t) = \omega(t) + x_d(t) + \frac{dw_v(t)}{dt}, \quad (6)$$

де $\omega_g(t)$ – вимір тривісного гіроскопа; $x_d(t)$ – рівень відхилення дрейфу гіроскопа; $w_v(t)$ – випадковий Вінерівський процес, що представляє шум виміру гіроскопа з постійною матрицею навантаження G_v .

Відзначимо, що модель тривісного гіроскопа Фарренкопфа [7] має бути змінена, якщо доступні більш ніж три незалежні виміри гіроскопа. Підставляючи в рівняння (6)

вираження для нескінченно малого кутового обертання $d\omega(t) = d\theta(t)dt$, отримаємо

$$d\theta(t) = [\omega_g(t) - x_d(t)]dt - G_v dw_v(t). \quad (7)$$

Позначимо через $u(t)$, $v(t)$ і $w(t)$ колонки матриці руху

$$D(t) = [u(t) \quad v(t) \quad w(t)].$$

Визначення вектора параметрів руху $x_a(t) = [u^T(t) \quad v^T(t) \quad w^T(t)]^T$ і матриці

$$\Gamma_a(x_a(t)) = \begin{bmatrix} 0 & -u_3 & u_2 \\ u_3 & 0 & -u_1 \\ -u_2 & u_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & -v_3 & v_2 \\ v_3 & 0 & -v_1 \\ -v_2 & v_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$$

забезпечується стохастичним диференціальним рівнянням [5] для параметрів руху

$$dx_a(t) = -\Gamma_a(x_a(t))d\theta(t). \quad (8)$$

Підставляючи в рівняння (8) вираження для $d\theta(t)$ з рівняння (7), отримаємо

$$dx_a(t) = -\Gamma_a(x_a(t))[x_d(t) - \omega_g(t)]dt + \Gamma_a^T(x_a(t))G_v dw_v(t).$$

Відхилення рівня дрейфу гіроскопа підкоряється стохастичному диференціальному рівнянню $dx_d(t) = G_u dw_u(t)$, де $dw_u(t)$ – випадковий Вінерівський процес, що представляє шум пілкоподібного сигналу відхилення рівня дрейфу гіроскопа. Подібне стохастичне диференціальне рівняння використовується для управління параметрами відхилення виміру магнітометра $dx_m(t) = G_m dw_m(t)$ з таким же певним Вінерівським процесом $dw_m(t)$.

Визначення стану параметра відхилення датчика $x_b(t) = [x_m^T(t) \quad x_d^T(t)]^T$ і Вінерівського процесу $dw_b(t) = [dw_m^T(t) \quad dw_d^T(t)]^T$ забезпечується стохастичним диференціальним рівнянням для параметрів відхилення

$$dx_b(t) = \begin{bmatrix} G_m & 0_{(N-3) \times 3} \\ 0_{3 \times (N-3)} & G_u \end{bmatrix} dw_b(t).$$

Повний нелінійний фільтр вектора стану визначений як $x(t) = [x_a^T(t) \quad x_b^T(t)]^T$, який підкоряється стохастичному диференціальному рівнянню

$$dx(t) = f(x(t)) + G(x(t))dw(t), \quad (9)$$

де вектори і матриці визначаються так:

$$f(x(t)) = \begin{bmatrix} \Gamma_a^T(x_a(t))[x_d(t) - \omega_g(t)] \\ 0_{(N-3) \times 1} \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix};$$

$$G(x(t)) = \begin{bmatrix} \Gamma_a^T(x_a(t))G_v & 0_{9 \times (N-3)} & 0_{9 \times 3} \\ 0_{(N-3) \times 3} & G_m & 0_{(N-3) \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times (N-3)} & G_u \end{bmatrix};$$

$$dw(t) = [dw_v^T(t) \quad dw_m^T(t) \quad dw_u^T(t)]^T.$$

Об'єднана функція щільності вірогідності для параметрів руху і відхилення в інтервалі $t_k \leq t \leq t_{k+1}$, визначена на всіх вимірах датчика до значень часу, представляється так:

$$\rho(x(t), t | Y_k) = \alpha \exp[x^T(t)A(t)x(t) + b^T(t)x(t) + c(t)], \quad (10)$$

де α – нормалізуюча постійна, гарантуюча одиничну вірогідність у просторі станів.

Фільтрація функції щільності вірогідності рівняння (10) включає лінійні умови кореляції між параметрами руху і відхилення, подібні до об'єднаної функції щільності вірогідності Марклі [1]. Це необхідно для того, щоб представити кінцеву розмірну фільтрацію функції щільності вірогідності, визначену рівнянням (10), такою, що жодні моменти вищого порядку не будуть потрібні.

Передбачимо, що параметри функції щільності вірогідності $A(t)$, $b(t)$ і $c(t)$ володіють достатньою статистикою. Нормалізована функція щільності вірогідності $\rho(x, t)$ може бути побудована так:

$$\rho(x(t), t | Y_k) = \frac{\sigma(x(t), t | Y_k)}{\int_{\mathbb{R}^n} \sigma(x(t), t | Y_k) dx_k}.$$

Функція вірогідності, відповідна $\sigma(x(t), t | Y_k)$, визначається таким чином:

$$J(x(t), t | Y_k) = \ln[\sigma(x(t), t | Y_k)] = x^T(t)A(t)x(t) + b^T(t)x(t) + c(t).$$

Використовуємо оцінки максимальної апостеріорної вірогідності, визначені таким чином

$$\hat{x}_{t|k}^{MAB} = \arg \max_{x \in \mathbb{R}^n} [\rho(x(t), t | Y_k)] = \arg \max_{x \in \mathbb{R}^n} [J(x(t), t | Y_k)], \quad (11)$$

піддані нелінійним обмеженням рівність $c(x) = 0_{3 \times 1}$, які виходять безпосередньо з умови ортогональності матриці руху

$$c(x) = \begin{bmatrix} u^T u - 1 \\ v^T v - 1 \\ w^T w - 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1^2 + x_2^2 + x_3^2 - 1 \\ x_4^2 + x_5^2 + x_6^2 - 1 \\ x_7^2 + x_8^2 + x_9^2 - 1 \end{bmatrix}. \quad (12)$$

Задача нелінійного програмування, що визначена рівняннями (11) і (12), може бути вирішена при одночасному вирішенні рівнянь

$$\hat{x}_{a,t|k}^{MAB} = \arg \max_{x_a \in R^n} [J(x_a(t), \hat{x}_b^{MAB}, t|Y_k)]; \quad (13)$$

$$\hat{x}_{b,t|k}^{MAB} = \arg \max_{x_b \in R^n} [J(\hat{x}_a^{MAB}, x_b(t), t|Y_k)] \quad (14)$$

при виконанні нелінійних обмежень

$$c(x) = \begin{bmatrix} x_{a,1}^2 + x_{a,2}^2 + x_{a,3}^2 - 1 \\ x_{a,4}^2 + x_{a,5}^2 + x_{a,6}^2 - 1 \\ x_{a,7}^2 + x_{a,8}^2 + x_{a,9}^2 - 1 \end{bmatrix}. \quad (15)$$

Рівняння (14) описує оптимізацію квадратного рівняння стану [8], що не піддається обмеженням на фазові змінні. Тому воно може бути вирішене аналітично за умов

$$\hat{x}_{b,t|k}^{MAB} = -\frac{1}{2} A_4^{-1} \{ (A_2 + A_3^T) \hat{x}_a^{MAB} + b_2 \}. \quad (16)$$

У рівнянні параметрична фільтрація функції щільності вірогідності здійснюється за допомогою матриць $A = \begin{bmatrix} A_1 & A_3 \\ A_2 & A_4 \end{bmatrix}$; $b = [b_1^T \quad b_2^T]^T$.

Методика фільтрації функції щільності вірогідності $\sigma(x, t)$ в інтервалі $t_k \leq t \leq t_{k+1}$ дозволяє отримати ненормалізовану умовну функції щільності вірогідності фазових змінних у момент часу t_k , обумовлений всіма вимірами датчиків до і включаючи момент часу t_{k-1}

$$\sigma(x(t_k), t_k | Y_{k-1}) = e^{x^T A(t_k) x + b^T(t_k) x + c(t_k)}, \quad (17)$$

$$J(x(t_k), t_k | Y_{k-1}) = x^T A(t_k) x + b^T(t_k) x + c(t_k). \quad (18)$$

Розглянемо поліпшення фільтрації функції щільності вірогідності, заснованої на вимірах датчиків, доступних у момент часу t_k . Нормалізовані і ненормалізовані значення функції щільності вірогідності вимірів датчиків, обумовлених при стані перед виміром, позначені $\rho(y_k | x_k)$ і $\sigma(y_k | x_k)$ відповідно і передбачаються Гаусовими розподілами

$$\rho(y_k | x_k) = e^{-\frac{1}{2}(y_k - D_k r_k - x_m)^T F_k^m (y_k - D_k r_k - x_m) + \alpha}; \quad \sigma(y_k | x_k) = e^{-\frac{1}{2}(y_k - D_k r_k - x_m)^T F_k^m (y_k - D_k r_k - x_m)}; \quad (19)$$

$$J(y_k | x_k) = -\frac{1}{2}(y_k - D_k r_k - x_m)^T F_k^m (y_k - D_k r_k - x_m), \quad (20)$$

де y_k – вимір тривимірного магнітометра навколишнього геомагнітного поля з систематичною помилкою x_m , вираженою в пов'язаною з супутником системою координат і з Гаусовими помилками виміру, визначеними матрицею інформації вимірів F_k^m .

Величина D_k представляє дійсну матрицю орієнтації супутника і α – постійна нормалізації для гарантованої вірогідності, рівної одиниці в просторі станів.

Нормалізована фільтрація функції щільності вірогідності $\rho(x_k|Y_k)$ оновлюється після виміру y_k у момент часу t_k з використанням теореми Байєса

$$\rho(x_k, t_k | Y_k) = \frac{\rho(x_k | Y_k) \rho(x_k, t_k | Y_{k-1})}{\int_{\mathbb{R}^n} \rho(x_k | Y_k) \rho(x_k, t_k | Y_{k-1}) dx_k}.$$

Еквівалентна форма теореми Байєса при використанні ненормалізованої фільтрації і виміру функції щільності вірогідності дає

$$\sigma(x_k, t_k | Y_k) = \left[\frac{\int_{\mathbb{R}^n} \sigma(x_k, t_k | Y_k) dx_k}{\int_{\mathbb{R}^n} \sigma(x_k | Y_k) \sigma(x_k, t_k | Y_{k-1}) dx_k} \right] \sigma(x_k | Y_k) \sigma(x_k, t_k | Y_{k-1}). \quad (21)$$

Прологарифмуємо рівняння (21):

$$J(x_k, t_k | Y_k) = J(x_k, t_k | Y_{k-1}) + J(y_k | x_k) + \ln \left[\frac{\int_{\mathbb{R}^n} \sigma(x_k, t_k | Y_k) dx_k}{\int_{\mathbb{R}^n} \sigma(x_k | Y_k) \sigma(x_k, t_k | Y_{k-1}) dx_k} \right]. \quad (22)$$

Поважно відзначити, що останній доданок в рівнянні (22) незалежно від фазових змінних і тому не потрібне обчислення оцінки стану максимальної апостеріорної вірогідності.

Оновлення Байсиана може бути виконане, якщо обидві сторони рівняння (22) є тими ж самими функціональними залежностями від фазових змінних, інакше будуть потрібні наближення.

Перший крок етапу оновлення полягає у вираженні $J(y_k | x_k)$ як полінома другого порядку у фазових змінних. Розкриваючи рівняння (20), відзначимо, що матриця інформації виміру F_k^m симетрична

$$J(y_k | x_k) = -\frac{1}{2} y_k^T F_k^m y_k - \frac{1}{2} x_m^T F_k^m x_m + y_k^T F_k^m x_m + [y_k^T - x_m^T] F_k^m A_k r_k - \frac{1}{2} r_k^T D_k^T F_k^m D_k r_k. \quad (23)$$

Оцінимо кожен доданок в рівнянні (21), використовуючи визначення вектора стану $x = [u^T \quad v^T \quad w^T \quad x_m^T \quad x_d^T]^T$ і матриці руху супутника $D = [u \quad v \quad w]$.

В результаті функція вірогідності $J(y_k | x_k)$ набирає остаточного вигляду

$$J(y_k | x_k) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \left[-\frac{1}{2} \tilde{F}_{k,ij}^m - \beta_{ij} - \frac{1}{2} \kappa_{ij} \right] x_i x_j + \sum_{i=1}^n \left[(\tilde{F}_k^m \tilde{y}_k)_i + \alpha_i \right] x_i - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \tilde{F}_{k,ij}^m y_{k,i} y_{k,j}. \quad (24)$$

Головними обмеженнями алгоритму фільтрації є доданки вищого порядку, отримані рівнянням Фоккера-Планка і Гаусовим наближенням для фільтрації функції щільності вірогідності.

Приватна похідна другого порядку в рівнянні Фоккера-Планка зводиться до введення складових фазових змінних вищого порядку, які містяться у функції щільності вірогідності, в рівняння алгоритму фільтрації функції щільності вірогідності. Цими доданками можна нехтувати або апроксимувати, використовуючи послідовні наближення Тейлора нижчого порядку. При вирішенні рівняння Фоккера-Планка, яке не містить доданки вищого порядку, фільтрація обмежується припущенням, що шум процесу і фільтрація функції щільності вірогідності є Гаусовими розподілами.

Фільтровані оцінки вектора стану супутника показані на рис. 1. Оцінки помилок вектора стану супутника відносно дійсної моделі показані на рис. 2. Також показані максимальні оцінки коваріації для орієнтації і рівня. Оцінки коваріації пов'язані з інструментальними помилками. Попередні результати тестування фільтру показані на рис. 3. Ретельніші результати тестування фільтру показані на рис. 4.

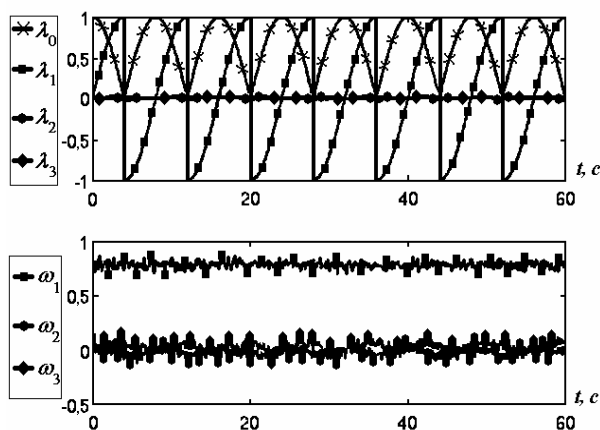


Рис. 1. Фільтровані оцінки вектора стану супутника.

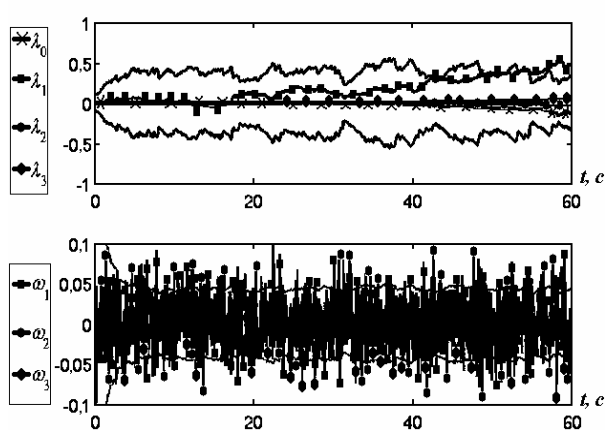


Рис. 2. Оцінки похибок вектора стану супутника відносно істинної моделі.

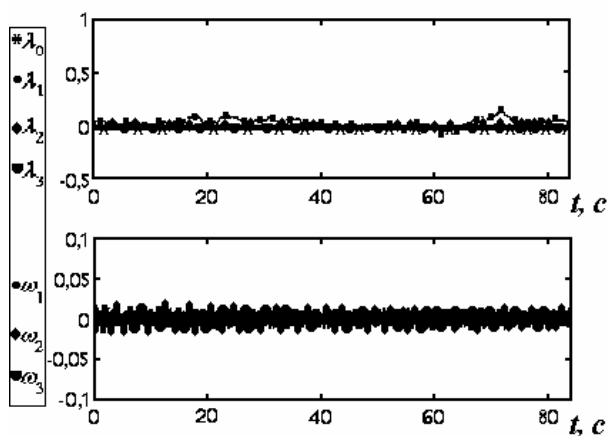


Рис. 3. Оцінки вектора стану супутника без переміщення гіростабілізованої платформи

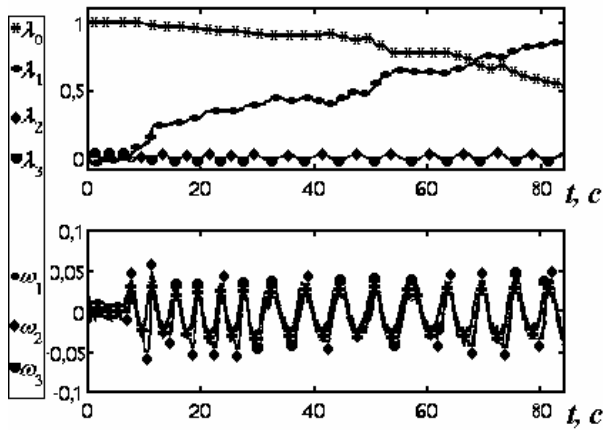


Рис. 4. Оцінки вектора стану супутника при мало-амплітудному обертанні.

Виводи. Таким чином, фільтр добре налагоджений. Для послідовності підтримуємо цей набір параметрів, що набудовуються, для всіх результатів.

Моделювання показує, що чисельний процес оптимізації можливий з поточними обчислювальними можливостями, оскільки процес закінчується при ста повтореннях, сходяться до рішення, і не потрібний альтернативний алгоритм оптимізації з більшою обчислювальною ефективністю. Надалі можна визначити асимптотичну статистичну ефективність алгоритму оцінки параметрів орієнтації супутника.

Література: 1. Markley F. L. Survey of nonlinear attitude estimation methods / F. L. Markley, J. L. Crassidis, Y. Cheng // *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. — 2007. — Vol. 30, № 1. — P. 12—28. 2. Арсеньев Д.Г. Адаптивные методы вычислительной математики и механики. Стохастический подход / Д.Г. Арсеньев, В.М. Иванов, О.Ю. Кульчицкий — СПб.: Наука, 1996. — 366 с. 3. Баркин А.И. Абсолютная устойчивость детерминированных и стохастических систем управления / А.И. Баркин, А.Л. Зеленцовский, П.В. Пакишин. — М.: МАИ, 1992. — 303 с. 4. Karlgaard C. Nonsingular attitude filtering using modified Rodrigues parameters / C. Karlgaard, H. Schaub // *AAS Journal of the Astronautical Sciences*. — 2010. — Vol. 57, № 4. — P. 777—791. 5. Кузнецов Д.Ф. Стохастические дифференциальные уравнения: теория и практика численного решения / Д.Ф. Кузнецов. — СПб.: Изд-во СПбГТУ, 2010. — 785 с. 6. Yau S-T. Nonlinear filtering and time varying Schrodinger equation I / S-T. Yau, S. S-T. Yau // *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. — 2004. — Vol. 40, № 1. — P. 284—292. 7. Farrenkopf R L. Analytic stead-state accuracy solutions for two common spacecraft attitude estimators / R L. Farrenkopf // *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. — 1978. — Vol. 1, № 4. — P. 282—284. 8. Betts J. T. Survey of numerical methods for trajectory optimization / J.T. Betts // *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. — 1998. — Vol. 21, № 2. — P. 193—207.

Bibliography (transliterated): 1. Markley F.L. Survey of nonlinear attitude estimation methods / F.L. Markley, J.L. Crassidis, Y. Cheng // *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. — 2007. — Vol. 30, № 1. — P. 12—28. 2. Arsen'ev D.G. Adaptivnye metody vychislitel'noj matematiki i mehaniki. Stokhasticheskij podhod / D.G. Arsen'ev, V.M. Ivanov, O.U. Kul'chickii. — SPb.: Nauka, 1996. — 366 s. 3. Barkin A.I. Absolutnaja ustojchivost' determinirovannyh i stokhasticheskikh sistem upravlenija / A.I. Barkin, A.L. Zelencovskij, P.V. Pakshin. — M.: MAI, 1992. — 303 s. 4. Karlgaard C. Nonsingular attitude filtering using modified Rodrigues parameters / C. Karlgaard, H. Schaub // *AAS Journal of the Astronautical Sciences*. — 2010. — Vol. 57, № 4. — P. 777—791. 5. Kuznecov D.F. Stokhasticheskie differencial'nye uravnenija: teorija i praktika chislennogo reshenija / D.F. Kuznecov. — SPb.: Izd-vo SPbGTU, 2010. — 785 s. 6. Yau S-T. Nonlinear filtering and time varying Schrodinger equation I / S-T. Yau, S. S-T. Yau // *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. — 2004. — Vol. 40, № 1. — P. 284—292. 7. Farrenkopf R L. Analytic stead-state accuracy solutions for two common spacecraft attitude estimators / R L. Farrenkopf // *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. — 1978. — Vol. 1, № 4. — P. 282—284. 8. Betts J.T. Survey of numerical methods for trajectory optimization / J.T. Betts // *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. — 1998. — Vol. 21, № 2. — P. 193—207.

Александров Є.Є., Назаров О.С.

ОЦІНКА ПАРАМЕТРІВ СИСТЕМИ КОНТРОЛЮ РУХУ СУПУТНИКА

У роботі представлений новий алгоритм для оцінки орієнтації супутника, заснованої на наборі датчиків орієнтації. Були обговорені детально обчислювальні обмеження алгоритму і запропоновані рекомендації для майбутнього дослідження.

Александров Е.Е., Назаров А.С.

ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ СПУТНИКА

В работе представлен новый алгоритм для оценки ориентации спутника, основанной на наборе датчиков ориентации. Были обговорены детально вычислительные ограничения алгоритма и предложены рекомендации для будущего исследования.

Alexandrov E.E., Nazarov O.S.

ESTIMATION OF CONTROL SYSTEM PARAMETERS BY SATELLITE MOTION

In the work is presented a new algorithm for the estimation of satellite orientation, orientation based on the set of sensors. Were discussed in detail calculable limitations of algorithm and offered recommendations for future research.

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ ГРУБЫХ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИХ СИСТЕМ

Введение. Информационно-управляющую систему (ИУС) будем называть грубой, если случайное изменение ее параметров и параметров объекта управления (ОУ) не приводит к изменению динамических свойств замкнутой системы. Для проектирования грубых ИУС используют аппарат теории чувствительности [1,2]. Основные задачи, рассматриваемые теорией чувствительности, состоят в анализе влияния малых отклонений конструктивных параметров ОУ и ИУС на динамические характеристики замкнутой системы автоматического управления (САУ), а также в разработке методов синтеза ИУС, обеспечивающих малочувствительность (грубость) замкнутых САУ к случайным изменениям этих параметров от их номинальных значений. Таким образом, если в классической постановке задач синтеза ИУС основным требованием является устойчивость и качество замкнутых САУ, то применение методов чувствительности позволяет синтезировать ИУС, доставляющие замкнутым САУ еще одно важное свойство – малое реагирование на неизбежные изменения конструктивных параметров замкнутой САУ.

Вместе с тем, методы синтеза грубых ИУС, изложенные в работах основоположников общей теории чувствительности Е.Н. Розенвассера и Р.М. Юсупова [1], Р. Томовича и М. Вукобратовича [2], в их практической реализации оказываются чрезвычайно сложными. Если математическая модель возмущенного движения замкнутой САУ имеет порядок n , а число нестабильных параметров составляет l , то число функций чувствительности составляет $n \times l$, а порядок расширенной математической модели замкнутой САУ, используемой для решения задачи синтеза грубой ИУС, равен $n \times (l + 1)$. Такой высокий порядок математической модели исключает получение решения задачи синтеза грубой ИУС в аналитической форме, а практическая реализация ИУС становится трудноосуществимой.

Целью настоящей работы является разработка упрощенного метода синтеза грубой ИУС, практическая реализация которой не встречает практических затруднений.

Основная часть. Пусть возмущенное движение ОУ описывается линейным векторно-матричным дифференциальным уравнением

$$\dot{X}(t) = A(\alpha)X(t) + BU(\gamma, t), \quad (1)$$

где $X(t)$ – n -мерный вектор состояния; $U(\gamma, t)$, – m -мерный вектор управления, причем

$$U(\gamma, t) = K(\gamma)X(t); \quad (2)$$

α – нестабильный параметр объекта; γ – l -мерный вектор варьируемых параметров (ИУС). Требуется отыскать вектор $\gamma \in G_\gamma$, доставляющий минимум интегральному квадратичному функционалу

$$J = \int_0^T \langle \dot{X}(t), PX(t) \rangle \quad (3)$$

и обеспечивающий свойство «грубости» замкнутой системы (1), (2) к случайному изменению параметра α .

Подставляя (2) в (1), получаем дифференциальное уравнение возмущенного движения замкнутой ИУС

$$\dot{X}(t) = [A(\alpha) + BK(\gamma)]X(t). \quad (4)$$

В работе [3] показано, что значение функционала (3), вычисленное на решениях замкнутой системы (4), составляет

$$J(\alpha, \gamma) = \langle X(0), R(\alpha, \gamma)X(0) \rangle, \quad (5)$$

где квадратная симметрическая матрица $R(\alpha, \gamma)$ удовлетворяет матричному алгебраическому уравнению

$$R(\alpha, \gamma)[A(\alpha) + BK(\gamma)] + [A(\alpha) + BK(\gamma)]^T R(\alpha, \gamma) + P = 0. \quad (6)$$

В соответствии с работой [4] выделим в замкнутой системе (4) «главную координату» $x_i(t, \alpha)$. Тогда значение функционала (5) приближенно можно оценить соотношением

$$J(\alpha, \gamma) = r_{ii}(\alpha, \gamma)x_i^2(0), \quad (7)$$

где $r_{ii}(\alpha, \gamma)$ – i -тый диагональный элемент матрицы $R(\alpha, \gamma)$. В связи с тем, что точка минимума функционала (7) не изменяется при умножении функционала на постоянную величину, соотношение (7) может быть записано в виде

$$J(\alpha, \gamma) = r_{ii}(\alpha, \gamma). \quad (8)$$

Чувствительность функционала (8) к случайной вариации параметра α может быть оценена величиной [5]

$$S(\alpha_0, \gamma) = \left| \frac{\partial r_{ii}(\alpha, \gamma)}{\partial \alpha} \right|_{\alpha=\alpha_0}, \quad (9)$$

где α_0 – номинальное значение параметра $\alpha \in G_\alpha$; G_α – область допустимых изменений параметра α .

Тогда искомый вектор $\gamma \in G_\gamma$ должен доставлять минимум аддитивному функционалу

$$J(\alpha_0, \gamma) = \beta_1^2 r_{ii}(\alpha_0, \gamma) + \beta_2^2 \left| \frac{\partial r_{ii}(\alpha, \gamma)}{\partial \alpha} \right|_{\alpha=\alpha_0}, \quad (10)$$

где весовые коэффициенты β_1 и β_2 вычисляются в соответствии с методикой,

изложенной в работах [6,7] и составляют

$$\beta_1 = \frac{S^*}{J^* + S^*}; \quad \beta_2 = \frac{S^*}{J^* + S^*}; \quad (11)$$

причем J^* и S^* – минимальные значения функций (8) и (9), вычисленные при минимизации каждой из них по $\gamma \in G_\gamma$, причем в качестве множества G_γ допустимых значений вектора γ рекомендуется выбирать область устойчивости замкнутой системы (4) при $\alpha = \alpha_0$.

Пример. Рассмотрим задачу параметрического синтеза стабилизатора танковой пушки. Математическая модель замкнутой САУ в этом случае имеет вид [8]:

$$\begin{aligned} \ddot{\varphi}(t) &= -\frac{k_M k_D}{J_n} \beta(t); \\ \ddot{\beta}(t) &= -\frac{1}{T_1^2} \beta(t) - \frac{T_2}{T_1^2} \dot{\beta}(t) + \frac{k_E k_Y}{C T_1^2} k_\varphi \varphi(t) + \frac{k_E k_Y}{C T_1^2} k_C k_{\dot{\varphi}} \dot{\varphi}(t), \end{aligned} \quad (12)$$

где $\varphi(t)$ – угол поворота оси канала ствола танковой пушки относительно оси цапф; $\beta(t)$ – угол поворота якоря электромагнита (ЭМ) электрогидравлического усилителя (ЭГУ); T_1, T_2 – постоянные времени ЭМ управления, причем T_1 определяет инерционные свойства якоря ЭМ, а T_2 определяет его демпфирующие свойства; J_n – момент инерции танковой пушки относительно оси цапф; C – коэффициент жесткости фиксирующей пружины якоря ЭМ; k_M, k_D, k_E, k_Y, k_C – коэффициенты пропорциональности; $k_\varphi, k_{\dot{\varphi}}$ – варьируемые параметры стабилизатора, подлежащие выбору.

Допустимый температурный диапазон функционирования стабилизатора танковой пушки составляет $(-40 \div +50)^\circ \text{C}$. В этом диапазоне коэффициент вязкости рабочей жидкости ЭГУ изменяется в широких пределах, что приводит к отклонениям постоянной времени T_2 от ее номинального значения T_{20} . Тогда задача параметрического синтеза грубой системы наведения и стабилизации танковой пушки может быть сформулирована в следующем виде. Требуется отыскать значения варьируемых параметров стабилизатора k_φ и $k_{\dot{\varphi}}$, обеспечивающие высокую точность стабилизации оси канала ствола танковой пушки относительно направления на цель и малую чувствительность количественного показателя точности стабилизации к изменению значения неустойчивого параметра стабилизатора T_2 от ее номинального значения T_{20} .

Математическую модель возмущенного движения замкнутой САУ (12) представим в нормальной форме, производя замену переменных

$$x_1(t) = \varphi(t); \quad x_2(t) = \dot{\varphi}(t); \quad x_3(t) = \beta(t); \quad x_4(t) = \dot{\beta}(t):$$

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_1(t) &= x_2(t); \\
 \dot{x}_2(t) &= -\frac{k_M k_D}{J_n} x_3(t); \\
 \dot{x}_3(t) &= x_4(t); \\
 \dot{x}_4(t) &= \frac{k_E k_Y}{CT_1^2} k_\phi x_1(t) + \frac{k_E k_Y}{CT_1^2} k_C k_\phi x_2(t) - \frac{1}{T_1^2} x_3(t) - \frac{T_2}{T_1^2} x_4(t).
 \end{aligned} \tag{13}$$

Собственная матрица системы (13) и ее характеристическое уравнение записываются

$$C(T_2, k_\phi, k_\phi) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{k_M k_D}{J_n} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{k_E k_Y}{CT_1^2} k_\phi & \frac{k_E k_Y}{CT_1^2} k_C k_\phi & -\frac{1}{T_1^2} & -\frac{T_2}{T_1^2} \end{bmatrix} \tag{14}$$

$$\begin{aligned}
 \det[C(T_2, k_\phi, k_\phi) - ES] &= S^4 + \frac{T_2}{T_1^2} S^3 + \frac{1}{T_1^2} S^2 + \\
 &+ \frac{k_M k_D k_E k_Y}{CJ_n T_1^2} k_C k_\phi S + \frac{k_M k_D k_E k_Y}{CJ_n T_1^2} k_\phi = 0.
 \end{aligned} \tag{15}$$

Значение параметров танковой пушки с ЭГУ примем равными $J_n = 736,9 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2$; $T_1 = 10^{-2} \text{ с}$; $T_{20} = 0,5 \cdot 10^{-3} \text{ с}$; $C = 100 \text{ Н} \cdot \text{м}$; $k_C = 0,2 \text{ с}^2$; $k_M = 0,6 \cdot 10^{-3} \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{Па}^{-1}$; $k_D = 1,228 \cdot 10^7 \text{ Па}$; $k_E = 10^3 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{А}^{-1}$; $k_Y = 0,1 \cdot 10^{-1} \text{ Ом}$. Тогда матрица (14) и характеристическое уравнение (15) могут быть записаны в виде

$$C(T_2, k_\phi, k_\phi) = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 10^3 k_\phi & 0,2 \cdot 10^3 k_\phi & -10^4 & -10^4 T_2 \end{bmatrix}; \tag{16}$$

$$S^4 + 10^4 T_2 S^3 + 10^4 S^2 + 0,2 \cdot 10^4 k_\phi S + 10^4 k_\phi = 0. \tag{17}$$

Упрощенный метод параметрического синтеза стабилизатора танковой пушки без учета требования грубости к изменению параметра T_2 рассмотрен в работе [4], где предполагается в матрице (16) и уравнении (17) $T_2 = T_{20}$. Затем в уравнении (17) полагают $S = \beta + j\omega$ и, в соответствии с работой [9], в плоскости варьируемых

параметров $(k_\varphi, k_{\dot{\varphi}})$ строят линии равной степени устойчивости при различных $\beta < 0$. При $\beta = -1,25$ кривые равной степени устойчивости стягиваются в отрезок прямой, параллельной оси k_φ при $k_{\dot{\varphi}}^* = 12,5$, расположенный внутри области устойчивости замкнутой системы (13).

Далее в системе (13) выделяется так называемая «главная координата», наиболее полно характеризующая динамические свойства замкнутой САУ. Вполне естественно для системы (13) главной координатой считать $x_1(t) = \varphi(t)$, представляющей собой угол рассогласования оси канала ствола танковой пушки от направления на цель, а точность стабилизации оценивать функционалом

$$J(k_\varphi, k_{\dot{\varphi}}) = \int_0^\infty x_1^2(t) dt,$$

вычисленном на решениях замкнутой системы (13) при $T_2 = T_{20}$ и начальных условиях $x_1(0) \neq 0$; $x_2(0) = x_3(0) = x_4(0) = 0$. При выбранных начальных условиях значение функционала (3) в соответствии с формулами (5), (7) и (8) составляет

$$J(k_\varphi, k_{\dot{\varphi}}) = r_{11}(k_\varphi, k_{\dot{\varphi}}), \quad (18)$$

где $r_{11}(k_\varphi, k_{\dot{\varphi}})$ – первый диагональный элемент матрицы $R(k_\varphi, k_{\dot{\varphi}})$, удовлетворяющий уравнению

$$R(k_\varphi, k_{\dot{\varphi}})C(T_{20}, k_\varphi, k_{\dot{\varphi}}) + C^T(T_{20}, k_\varphi, k_{\dot{\varphi}})R(k_\varphi, k_{\dot{\varphi}}) + P = 0, \quad (19)$$

причем матрица P в соответствии с (3) и (18) равна

$$P = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

В работе [4] показано, что

$$r_{11}(k_\varphi, k_{\dot{\varphi}}) = \frac{k_{\dot{\varphi}}}{k_\varphi} + \frac{10^3 k_{\dot{\varphi}} + 2,5 k_\varphi - 25 \cdot 10^3}{40 k_{\dot{\varphi}}^2 - 10^3 k_{\dot{\varphi}} + 2,5 k_\varphi}. \quad (19)$$

Положим в (19) $k_{\dot{\varphi}} = k_{\dot{\varphi}}^* = 12,5$. В результате получаем

$$r_{11}(k_\varphi, k_{\dot{\varphi}}^*) = \frac{12,5}{k_\varphi} + \frac{2,5 k_\varphi - 12,5 \cdot 10^3}{2,5 k_\varphi - 6,25 \cdot 10^3}. \quad (20)$$

Для отыскания минимума функции (20) продифференцируем правую часть соотношения (20) по k_φ и результат дифференцирования приравняем к нулю.

В результате получаем квадратное уравнение

$$k_{\varphi}^2 + 25,1k_{\varphi} - 3 \cdot 10^4 = 0. \quad (21)$$

Решение уравнения (21) позволяет получить значение $k_{\varphi}^* = 161,11$, доставляющее минимум функционалу (18), являющемуся количественной оценкой точности стабилизации оси канала ствола танковой пушки при максимальном запасе устойчивости замкнутой системы (13).

Перейдем к рассмотрению задачи параметрического синтеза стабилизатора танковой пушки с учетом требования грубости замкнутой САУ к изменению неустойчивого параметра T_2 . В этом случае матрица $R(T_2, k_{\varphi}, k_{\dot{\varphi}})$ удовлетворяет матричному уравнению

$$R(T_2, k_{\varphi}, k_{\dot{\varphi}})C(T_2, k_{\varphi}, k_{\dot{\varphi}}) + C^T(T_2, k_{\varphi}, k_{\dot{\varphi}})R(T_2, k_{\varphi}, k_{\dot{\varphi}}) + P = 0. \quad (22)$$

Матричное уравнение (22) эквивалентно 10 скалярным алгебраическим уравнениям относительно неизвестных элементов симметрической матрицы $R(T_2, k_{\varphi}, k_{\dot{\varphi}})$:

$$\begin{aligned} 2 \cdot 10^3 k_{\varphi} r_{14} + 1 &= 0; \\ r_{11} + 0,2 \cdot 10^3 k_{\dot{\varphi}} r_{14} + 10^3 k_{\varphi} r_{24} &= 0; \\ -10 r_{12} - 10^4 r_{14} + 10^3 k_{\varphi} r_{34} &= 0; \\ r_{13} - 10^4 T_2 r_{14} + 10^3 k_{\varphi} r_{44} &= 0; \\ r_{12} + 0,2 \cdot 10^3 k_{\dot{\varphi}} r_{24} &= 0; \\ -10 r_{22} - 10^4 r_{24} + r_{13} + 0,2 \cdot 10^3 k_{\dot{\varphi}} r_{34} &= 0; \\ r_{23} - 10^4 T_2 r_{24} + r_{14} + 0,2 \cdot 10^3 k_{\dot{\varphi}} r_{44} &= 0; \\ -10 r_{23} - 10^4 r_{34} &= 0; \\ r_{33} - 10^4 T_2 r_{34} - 10 r_{24} - 10^4 r_{44} &= 0; \\ r_{34} - 10^4 T_2 r_{44} &= 0. \end{aligned} \quad (23)$$

Из системы алгебраических уравнений (23) находим первый диагональный элемент матрицы $R(T_2, k_{\varphi}, k_{\dot{\varphi}})$

$$r_{11}(T_2, k_{\varphi}, k_{\dot{\varphi}}) = \frac{k_{\dot{\varphi}}}{k_{\varphi}} + \frac{10^3 k_{\dot{\varphi}} + 0,5 \cdot 10^4 T_2 k_{\varphi} - 5 \cdot 10^7 T_2}{40 k_{\dot{\varphi}}^2 - 0,2 \cdot 10^7 T_2 k_{\dot{\varphi}} + 10^7 T_2^2 k_{\varphi}}. \quad (24)$$

Если в соотношение (24) подставить $T_2 = T_{20} = 0,5 \cdot 10^{-3} \text{ с}$, то из (24) получим соотношение (19).

Чувствительность функционала (24) к изменению неустойчивого параметра T_2 будем оценивать функцией чувствительности (9)

$$S(T_2, k_\varphi, k_{\dot{\varphi}}) = \left| \frac{\partial r_{11}(T_2, k_\varphi, k_{\dot{\varphi}})}{\partial T_2} \right|. \quad (25)$$

Подставляя (24) в (25) и подставляя в полученное соотношение $T_2 = T_{20} = 0,5 \cdot 10^{-3}$ и $k_{\dot{\varphi}} = k_{\dot{\varphi}}^* = 12,5$, получаем

$$S(T_{20}, k_\varphi, k_{\dot{\varphi}}^*) = \left| \frac{-1,25 \cdot 10^4 k_\varphi^2 + 3,125 \cdot 10^7 k_\varphi}{(2,5k_\varphi - 6,25 \cdot 10^3)^2} \right|. \quad (26)$$

В интервале $0 < k_\varphi < 2,5 \cdot 10^3$ функция под знаком модуля является положительной, поэтому этот знак можно в дальнейшем опустить.

С учетом формулы (10) составим аддитивный функционал

$$J(T_{20}, k_\varphi, k_{\dot{\varphi}}^*) = \beta_1^2 r_{11}(T_{20}, k_\varphi, k_{\dot{\varphi}}^*) + \beta_2^2 S(T_{20}, k_\varphi, k_{\dot{\varphi}}^*), \quad (27)$$

где весовые коэффициенты β_1 и β_2 определяются соотношениями (11). Минимальные значения функционалов (20) и (26) в точке $k_\varphi^* = 161,11$ составляют $J^* = 2,147$ и $S^* = 137,766$, следовательно значения весовых коэффициентов β_1 и β_2 равны $\beta_1 = 0,985$; $\beta_2 = 0,015$. Тогда $\beta_1^2 = 0,97$; $\beta_2^2 = 0,225 \cdot 10^{-3}$, а аддитивный функционал (27) принимает вид

$$\begin{aligned} J(T_{20}, k_\varphi, k_{\dot{\varphi}}^*) = & 0,97 \left(\frac{12,5}{k_\varphi} + \frac{2,5k_\varphi - 12,5 \cdot 10^3}{2,5k_\varphi - 6,25 \cdot 10^3} \right) + \\ & + 0,225 \cdot 10^{-3} \frac{(-1,25 \cdot 10^4 k_\varphi^2 + 3,125 \cdot 10^7 k_\varphi)}{(2,5k_\varphi - 6,25 \cdot 10^3)^2}. \end{aligned} \quad (28)$$

Для отыскания минимума функции (28) продифференцируем ее по k_φ и результат дифференцирования приравняем к нулю. В результате получим квадратное уравнение

$$k_\varphi^2 + 23,94k_\varphi - 2,855 \cdot 10^4 = 0,$$

решение которого определяет точку минимума функции (28) $k_\varphi^* = 157,42$.

Вывод. Стабилизатор танковой пушки со значениями варьируемых параметров $k_\varphi^* = 157,42$; $k_{\dot{\varphi}}^* = 12,5$ обеспечивает максимальный запас устойчивости замкнутой системы стабилизации, ее высокую точность и малую чувствительность к изменению параметра T_2 .

Литература: 1. Розенвассер Е.Н. Чувствительность систем автоматического управления / Е.Н. Розенвассер, Р.М. Юсупов. – Л.: Энергия, 1971. – 292с. 2. Томович Р. Общая теория чувствительности / Р. Томович, М. Вукобратович. – М.: Советское радио, 1972. –

240с. 3. Александров Е.Е. Автоматизированное проектирование динамических систем с помощью функций Ляпунова / Е.Е. Александров, М.В. Бех. – Х.: Основа, 1993. – 113с. 4. Александрова Т.Е. О единственности решения задачи параметрического синтеза линейной динамической системы с интегральным квадратичным критерием оптимальности / Т.Е. Александрова // Системы обработки информации. – 2013. – Вып.7. – С. 116-120. 5. Александрова Т.Е. Параметрический синтез оптимальных робастных стабилизаторов подвижных объектов / Т.Е. Александрова // Радиоэлектроника. Информатика. Управление. – 2012. – №1. – С. 141-143. 6. Александрова Т.Е. К задаче параметрического синтеза динамических систем / Т.Е. Александрова // Автоматизация производственных процессов. – 2001. – №2. – С. 139-140. 7. Александров Е.Е. Выбор оптимизируемого функционала в задачах параметрического синтеза систем стабилизации / Е.Е. Александров, Т.Е. Александрова // Артиллерийское и стрелковое вооружение. – 2004. – №2. – С. 23-26. 8. Александрова Т.Е. Параметрический синтез оптимального стабилизатора танковой пушки / Т.Е. Александрова, И.В. Костяник, А.Е. Истомин // Механика та машинобудування. – 2012. – №2. – С. 203-209. 9. Орурк И.А. Новые методы синтеза линейных и некоторых нелинейных динамических систем / И.А. Орурк. – М. – Л.: Наука, 1965. – 207с.

Bibliography (transliterated): 1. Rozenvasser E.N. Chuvstvitelnost system avtomaticheskogo upravleniya / E.N. Rozenvasser, R.M. Yusupov. - Leningrad: Energiya, 1971. - 292s. 2. Tomovych R. Obshaya teoriya chuvstvitelnosti / R. Tomovych, M. Vukobratovych. - M.: Sovetskoe radio, 1972. – 240s. 3. Aleksandrov E.E. Avtomatizirovannoe proectirovanie dinamicheskikh sistem s pomoshchju funktsiy Lyapunova / E.E. Aleksandrov, M.V. Bech. - H.: Osnova, 1993. - 113s. 4. Aleksandrova T.E. O edinstvennosti resheniya zadachi parametriceskogo sinteza lineynoy dynamicheskoy sistemy s integralnym kvadrachnym kriteriem optimalnosti / T.E. Aleksandrova // Sistemy obrobki informatsii. - 2013. - Vip. 7. - S. 116-120. 5. Aleksandrova T.E. Parametriceskiy sintes optimalnyh robastnyh stabilizatorov podvizhnyh obiectov / T.E. Aleksandrova // Radioelectronica.. Informatica. Upravlinnya. - 2012. - № 1. - S. 141-143. 6. Aleksandrova T.E. K zadache parametriceskogo sintesa dinamicheskikh sistem / T.E. Aleksandrova // Avtomatizatsia virobnychih protsesiv. - 2001. - № 2. - S. 139-140. 7. Aleksandrov E.E. Vybory optymyzyruemogo funktsionala v zadachah parametriceskogo syntesa system stabilizatsii / E.E. Aleksandrov, T.E. Aleksandrova // Artylleriyskoe and Strelkovoe vooruzhenie. - 2004. - № 2. - S. 23-26. 8. Aleksandrova T.E. Parametriceskiy syntes optimalnogo stabilizatora tankovoy pushki / T.E. Aleksandrova, I.V. Kostyanik, A.E. Istomin // Mehanika ta Mashinobuduvannia. - 2012. - № 2. - S. 203-209. 9. Orurk I. A. Novie metody sinteza lineinyh i nekotoryh nelineinyh dinamicheskyyh sistem / I.A. Orurk. – M. – L.: Nauka, 1965. - 207s.

Александрова Т.Е.

ПАРАМЕТРИЧНИЙ СИНТЕЗ НЕЧУТЛИВИХ ІНФОРМАЦІЙНО-КЕРУЮЧИХ СИСТЕМ

Розглядається задача вибору варіюваних параметрів інформаційно-керуючої системи, які забезпечують властивість нечутливості до випадкової зміни параметрів об'єкту керування.

Александрова Т.Е.

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ ГРУБЫХ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИХ СИСТЕМ

Рассматривается задача выбора варьируемых параметров информационно-управляющей системы, обеспечивающих свойство «грубости» системы к случайному изменению параметров объекта управления.

Alexandrova T. Ye.

PARAMETRIC SYNTHESIS GROSS INFORMATION CONTROL SYSTEMS

Consider the problem of the choice of variable parameters information control system to ensure the property "coarseness" of the system to random changes in the parameters of the control object.

УДК 629.78

Дронь Н.М., Хорольский П.Г., Дубовик Л.Г.

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВОЗМОЖНЫХ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ СБОРА МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Постановка проблемы. Современная околоземная космическая обстановка характеризуется наличием огромного количества тел искусственного происхождения – активных и заканчивающих свое существование космических аппаратов и так называемого космического мусора (КМ) разного размера, концентрация которого на наиболее используемых орбитах постоянно растет. Из-за большого скопления последнего снижается безопасность космических полетов и повышается риск падения крупных обломков КМ на Землю, что может привести к самым негативным последствиям. В этой связи необходима очистка околоземного пространства как от крупных, так и от мелких фракций космического мусора, ибо не исключено, что наступит время, когда использование космоса станет практически невозможным.

Анализ последних достижений и публикаций. Анализ публикаций по проблеме засорения космического пространства показывает, что наиболее эффективным способом удаления с низких околоземных орбит мелких частиц КМ является применение специализированного космического аппарата (СКА), использующего для этой цели сферическое мусороулавливающее устройство (МУУ) [1-3]. Такой СКА с помощью ракеты-носителя (РН) выводится на требуемую орбиту и, маневрируя в зоне очистки за счет работы входящей в его состав двигательной установки (ДУ), посредством МУУ определенным образом взаимодействует с мелкими частицами космического мусора, встречающимися на его пути. Часть КМ улавливается МУУ, а оставшаяся часть теряет орбитальную скорость и затем, как и СКА с МУУ, сгорает в плотных слоях атмосферы Земли. При этом МУУ может выводиться на исходную орбиту как в составе СКА [1], так и отдельно от него с помощью РН одного типа поодиночке [2] или по несколько штук [3] на каждый СКА.

Целевая эффективность предложенного метода очистки определяется площадью поперечного сечения мусороулавливающего устройства и длительностью пребывания СКА в зоне очистки, увеличиваясь с их ростом, и, следовательно, зависит от энерго-массовых характеристик аппарата. Она может быть повышена следующим образом:

- за счет увеличения массы выводимого космического аппарата посредством применения более мощной РН и выбором соответствующего способа выведения СКА [4-5];
- использованием на этапе очистки двигательных установок на базе ракетных двигателей малой тяги и применения на этом этапе маневра циклического движения [6], что позволяет увеличить время и вероятность контакта аппарата с космическим мусором;
- увеличением запаса топлива СКА, расходуемого непосредственно на этапе очистки, при раздельном выведении СКА и МУУ [2-3], обеспечивающим более длительное пребывание СКА в зоне очистки;
- выбором способа запуска МУУ [2-3], дающего возможность увеличить его массу, а, следовательно, и площадь поперечного сечения.

© Н.М. Дронь, 2013

Следовательно, при прогнозировании тактико-технических характеристик (ТТХ) предлагаемого СКА следует стремиться к обеспечению максимальных значений его массы, массы мусороулавливающего устройства и топлива на борту.

Цель работы. Целью данной статьи является сравнительная оценка возможных ТТХ специализированного космического аппарата для сбора мелкого космического мусора, обеспечивающих высокую эффективность его работы.

Методика исследований. В качестве основных тактико-технических характеристик СКА были приняты:

- масса СКА;
- относительная масса полезной нагрузки (мусороулавливающего устройства);
- относительная масса топлива на борту;
- удельный импульс или удельная тяга;
- тип двигательной установки.

При определении этих параметров учитывались:

- способ выведения СКА на исходную орбиту – выведение с помощью РН на промежуточную орбиту и довыведение на требуемую орбиту разгонным блоком (РБ), а также непосредственное выведение на исходную орбиту двигателем РН;
- способ выведения ММУ на исходную орбиту – в составе СКА или отдельно от него;
- вид маневра, который может осуществлять СКА на этапе очистки – одноразовый спуск с высокой орбиты на низкую в течение заданного времени или циклическое движение между заданными круговыми орбитами до полной выработки топлива на борту;
- типы используемых ракет-носителей;
- типы двигательных установок на этапах выведения СКА и очистки заданных орбит.

Масса запускаемого СКА в основном определяется способом его выведения на требуемую орбиту и типом используемой на этом этапе двигательной установки.

В случае применения разгонного блока масса аппарата $M_{СКА}$ находилась из выражения

$$M_{СКА} = M_0 - M_{T_{ДУ}} - M_{РБ_{сух}}, \quad (1)$$

где M_0 – грузоподъемность используемой РН на круговой орбите высотой 200 км; $M_{T_{ДУ}}$ – запас топлива двигательной установки РБ, расходуемого на довыведение СКА с промежуточной орбиты на требуемую; $M_{РБ_{сух}}$ – сухая масса РБ.

При непосредственном выведении СКА на исходную орбиту двигателем РН для определения массы космического аппарата использовались справочные данные [7], исходя из предположения, что в идеальном случае масса СКА равна грузоподъемности РН на данной орбите.

За относительную массу полезной нагрузки принималось отношение массы мусороулавливающего устройства $M_{МУУ}$, входящего в состав СКА, к его массе $M_{СКА}$, а относительную массу топлива – $M_T / M_{СКА}$, где M_T – запас топлива на борту СКА.

При выведении МУУ в составе космического аппарата, совершающего одноразовый спуск, его масса находилась из уравнения баланса массы СКА

$$M_{МУУ} = M_{СКА} - M_{СПУ} - M_{Д} - M_{СА} - M_{ЭУ} - M_{СХПТ} - M_{К} - M_T, \quad (2)$$

где $M_{СПУ}$ – масса системы преобразования и управления; $M_{Д}$ – масса двигателей; $M_{СА}$ – масса служебной аппаратуры; $M_{ЭУ}$ – масса энергоустановки; $M_{СХПТ}$ – масса системы хранения и подачи топлива в ДУ; $M_{К}$ – масса конструкции СКА, определяемые согласно ранее разработанной методике, приведенной в [8].

Запас топлива на борту СКА, необходимый на его одноразовый спуск с исходной высокой орбиты на низкую, рассчитывался по формуле:

$$M_T = M_{СКА} \cdot \left(1 - \frac{1}{e^{W/J_{уд}}} \right), \quad (3)$$

где W – характеристическая скорость перехода СКА с орбиты на орбиту; $J_{уд}$ – удельный импульс используемого двигателя.

Для выполнения на этапе очистки маневров циклического движения СКА с мусороулавливающим устройством в его составе запас топлива определялся из уравнения баланса массы СКА [8] при задании конкретного значения массы полезной нагрузки (492 кг [6]), а при выведении МУУ отдельно от СКА – при ее отсутствии.

Масса отдельно выводимого мусороулавливающего устройства рассчитывалась по формуле (1) при $M_{СКА} = M_{МУУ}$ или с использованием справочных данных [7].

Для маневрирования СКА выбран двигатель СПД-140 [9], обеспечивающий высокий ресурс работы и имеющий высокий удельный и суммарный импульсы тяги.

С учетом целесообразности применения для запуска предлагаемого СКА ракетносителей грузоподъемностью выше 13 т [10], для выведения СКА и МУУ на исходную орбиту были приняты РН «Зенит-2», «Зенит-3», «Протон Д-1» и «Delta-4Н» грузоподъемностью 13,0; 17,3; 20,9 и 24,0 т соответственно.

В качестве ДУ на этапе выведения рассматривались жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ), электроракетная двигательная установка (ЭРДУ) и жидкостной ракетный двигатель малой тяги (ЖРДМТ).

Применение предлагаемого специализированного космического аппарата предполагалось осуществить для очистки от мелкого космического мусора слоя околоземного пространства между круговыми орбитами высотой от 500 до 1200 км.

Результаты расчетов и их анализ. На рис. 1 приведена масса космических аппаратов $M_{СКА}$, которые могут быть доставлены на орбиту высотой 1200 км предложенными РН как непосредственно, так и путем довыведения разгонным блоком с промежуточной орбиты высотой 200 км при использовании вышеназванных двигательных установок.

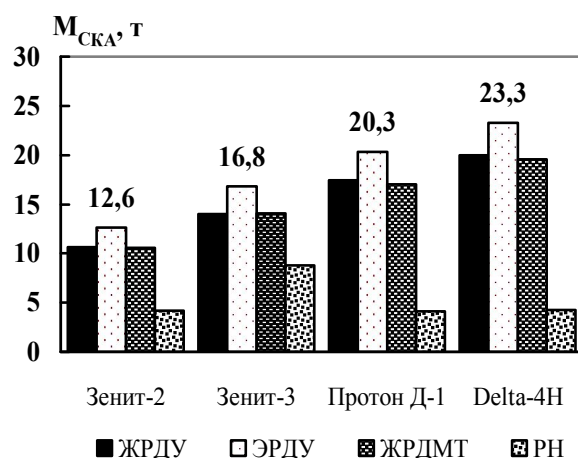


Рис. 1. Масса СКА для разных способов его выведения.

Из рисунка следует, что непосредственное выведение СКА на требуемую орбиту собственными двигателями РН значительно уступает способу доставки аппарата с промежуточной орбиты посредством разгонного блока независимо от типа используемой ДУ. В свою очередь, применение в качестве двигательной установки РБ ЭРДУ позволяет вывести на исходную орбиту космический аппарат наибольшей массы (от 12,6 до 23,3 т).

На рис. 2 представлены масса специализированного космического аппарата $M_{СКА}$, доставляемого на требуемую орбиту РБ с ЭРДУ, и масса мусороулавливающего устройства $M_{МУУ}$, выводимого в качестве полезной нагрузки СКА, для выполнения аппаратом маневров одноразового спуска и циклического движения «спуск-подъем» и обратно. Масса СКА и масса топлива M_T на его борту, необходимого на выполнение этих маневров, а также запас топлива для маневрирования на этапе очистки при отдельном выведении МУУ, приведены на рис. 3.

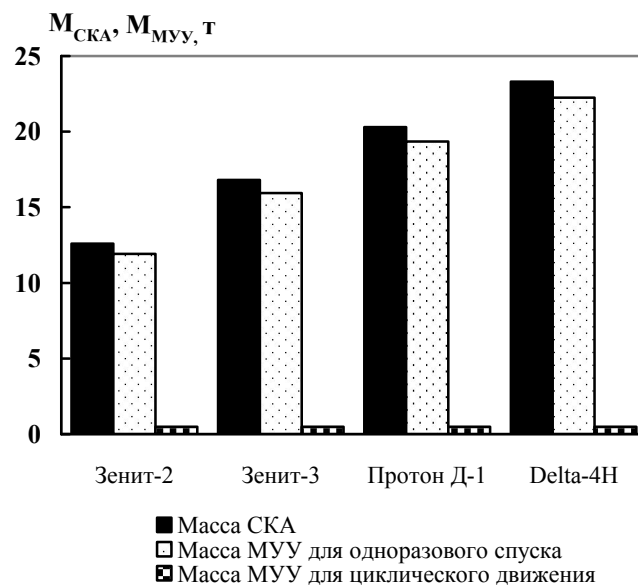


Рис. 2. Масса СКА и МУУ, выводимого в качестве полезной нагрузки СКА.

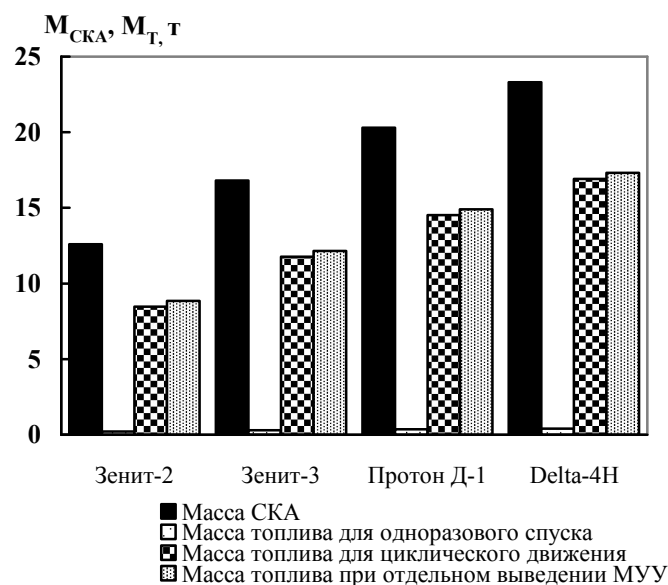


Рис. 3. Масса СКА и масса топлива для маневрирования аппарата на этапе очистки.

Анализ этих рисунков показывает, что при использовании мусороулавливающего устройства в качестве полезной нагрузки СКА, масса МУУ может составлять приблизительно 95 % от массы СКА, совершающего одноразовый спуск с высокой орбиты на низкую при заданном времени очистки (полгода). Применение МУУ фиксированной массы в составе СКА, выполняющего маневр циклического движения (спуск-подъем и обратно) между высокой и низкой орбитами, дает возможность увеличить запас топлива, расходуемого непосредственно на этапе очистки, в среднем в 40 раз. Для принятых РН масса топлива на борту СКА в этом случае может составить 67 %...73 % от массы СКА. За счет отдельного выведения МУУ она может быть увеличена приблизительно на 3 % независимо от способа доставки устройства на исходную орбиту и используемого их количества.

На основании полученных результатов были определены возможные тактико-технические характеристики СКА для сбора мелкого космического мусора, приведенные в табл. 1.

Таблица 1

ТТХ СКА для сбора мелкого космического мусора

Наименование	Значения
Масса СКА, кг	12600-20300
Относительная масса полезной нагрузки	0,95 / 0,040-0,024 / 0
Относительная масса топлива на борту	0,018-0,020 / 0,67-0,73 / 0,70-0,76
Удельный импульс или удельная тяга, м/с	20000
Тип двигательной установки	ЭРДУ

Характеристики используемого двигателя – СПД-140 представлены в табл. 2.

Таблица 2

Параметры СПД-140

Наименование	Значения
Тяга, Н	0,28
Удельный. импульс, м/с	19000-20000
Мощность, кВт	4,5
Масса, кг	8,5
КПД	0,55
Цена тяги, кВт/Н	16,1

Выводы. Обобщая вышеизложенное, можно сделать следующие выводы. В целом, тактико-технические характеристики специализированного космического аппарата для сбора мелкого космического мусора определяются характером поставленной задачи относительно суммарного времени полета СКА на этапе очистки, продолжительность которого зависит от запаса топлива на борту аппарата. Полученные значения ТТХ находятся в области их практической реализации, поэтому предлагаемый метод очистки может быть использован, как один из способов решения проблемы засорения околоземного пространства мелким космическим мусором.

Литература: 1. Дронь Н.М. Оценка основных характеристик космических тральщиков, используемых для очистки околоземного пространства / Н.М. Дронь, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Техническая механика. – 2010. – № 2. – С. 87-92. 2. Дронь Н.М. Эффективность очистки околоземного пространства при раздельном выведении космического тральщика и улавливающего устройства / Н.М. Дронь, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Сборник докладов научной конференции «Информационные технологии в управлении сложными системами». – Д.: изд-во «Свидлер А.Л.», 2011. – С. 202-205. 3. Дронь Н.М. Эффективность очистки низких орбит космическим тральщиком при использовании нескольких устройств для улавливания космического мусора / Н.М. Дронь, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – Д.: «Пороги», 2011. – Т. XII. – С. 36-45. 4. Дронь Н.М. Массовые характеристики космических мусорособирающих аппаратов, выводимых известными ракетами-носителями с использованием электроракетной двигательной установки / Н.М. Дронь, Л.Г. Дубовик, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский // Механіка та машинобудування. – 2010. – № 1. – С. 8-12. 5. Дронь Н.М. Сравнительная оценка характеристик космических тральщиков при трех вариантах маневра их выведения / Н.М. Дронь, А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 10 (77). – С. 21-23. 6. Дронь Н.М. Сравнительная оценка эффективности двух маневров очистки околоземного пространства космическим тральщиком при разных способах его выведения на требуемую орбиту / Н.М. Дронь, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 4/81. – С. 22-26. 7. Isakowitz S.J. International Reference Guide to Space Launch Systems. Second Edition / S.J. Isakowitz. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991. – 341 p. 8. Кондратьев А.И. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с ЭРДУ / А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 10 (67). – С. 82–84. 9. Хитько А.В. Поиск и систематизация электрических ракетных двигателей космического тральщика для улавливания мелкого космического мусора / А. В. Хитько, А. М. Черкун // Проблемы высокотемпературной техники. – Д.: «Пороги», 2012. – С. 157-160. 10. Хорольский П.Г. К выбору ракеты-носителя для доставки на исходную орбиту мусорособирающего космического аппарата / П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик, В.В. Куриной // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 9/96. – С. 142-145.

Bibliography (transliterated): 1. Dron' N.M. Ocenka osnovnyh harakteristik kosmicheskikh tral'wikov, ispolzuemyh dlja ochistki okolozemnogo prostranstva / N.M. Dron', A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skij, L.G. Dubovik // Tehnicheskja mehanika. – 2010. – № 2. – S. 87-92. 2. Dron' N.M. Jeffektivnost' ochistki okolozemnogo prostranstva pri razdel'nom vyvedenii kosmicheskogo tral'wika i ulavlivaju'wego ustrojstva / N.M. Dron', P.G. Horol'skij, L.G. Dubovik // Sbornik dokladov nauchnoj konferencii «Informacionnyje tehnologii v upravlenii clozhnymi sistemami». – D.: Izd-vo «Svidler A.L.», 2011. – S. 202-205. 3. Dron' N.M. Jeffektivnost' ochistki nizkih orbit kosmicheskim tral'wikom pri ispol'zovanii neckol'kih ulavlivajuwich ustrojstv / N.M. Dron', P.G. Horol'skij, L.G. Dubovik // Systjemnje projektuvannja ta analiz ajerokosmichnyh systjem. D.: «Пороги», 2011. – Т. XII. – S. 36-45. 4. Dron' N.M. Massovye harakteristiki kosmicheskikh musorosobirajuwih apparatov, vyvodimyh izvestnymi raketami-nositeljami s ispolz'ovaniem jelektoraketnoj dvi-gatel'noj ustanovki / N.M. Dron', L.G. Dubovik, A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skij // Mehanika ta mashinobuduvannja. – 2010. – № 1. – S. 8-12. 5. Dron' N.M. Sravnitel'naja ocenka harakteristik kosmicheskikh tral'wikov pri treh variantah manevra ih vyvedenija / N.M. Dron',

A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skiy, L.G. Dubovik // *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*. – 2010. – № 10 (77). – S. 21-23. 6. Dron' N.M. Sravnitel'naja ocenka jeffektivnosti dvuh manevrov ochistki okolozemnogo prostranstva kosmicheskimi tral'vikami pri raznyh sposobah ego vyvedenija na trebujemuju orbitu / N.M. Dron', P.G. Horol'skiy, L.G. Dubovik // *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*. – 2011. – № 4/81. – S. 22-26. 7. Isakowitz S.J. International Reference Guide to Space Launch Systems. Second Edition / S.J. Isakowitz. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991. – 341 p. 8. Kondrat'ev A.I. Metodika rascheta tjagovykh i jenergomassovykh harakteristik musorosobirajuwego kosmicheskogo apparata s JeRDU / A.I. Kondrat'ev, P.G. Horol'skiy, L.G. Dubovik // *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*. – 2009. – № 10 (67). – S. 82-84. 9. Hit'ko A.V. Poisk i sistematizacija jelektricheskikh raketnykh dvigatelej kosmicheskogo tral'vika dlja ulavlivanija kosmicheskogo musora / A.V. Hit'ko, A.M. Cherkun // *Problemy vysokotemperaturnoj tehniki*. – D.: «Porogi», 2012. – S. 157-160. 10. Horol'skiy P.G. K vyboru rakety-nositelja dlja destalking na ishodnuju orbitu musorosobirajuwego kosmicheskogo apparata / P.G. Horol'skiy, L.G. Dubovik, V.V. Kurennoj // *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*. – 2012. – № 9/96. – S. 142-145.

Дронь М.М., Хорольський П.Г., Дубовик Л.Г.

ПОРІВНЯЛЬНА ОЦІНКА МОЖЛИВИХ ТАКТИКО-ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМІЧНОГО АПАРАТА ДЛЯ ЗБИРАННЯ ДРІБНОГО КОСМІЧНОГО СМІТТЯ

Наведені можливі тактико-технічні характеристики спеціалізованого космічного апарата (СКА) для збирання дрібного космічного сміття залежно від маневру, який може здійснити СКА на етапі очищення навколоземного простору, способу виведення його та сміттеуловлювального пристрою, типів ракет-носіїв, що використовуються для цього, і типів рушійних установок на етапах виведення й очищення.

Дронь Н.М., Хорольский П.Г., Дубовик Л.Г.

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВОЗМОЖНЫХ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ ЗБОРА МЕЛКОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Представлены возможные тактико-технические характеристики специализированного космического аппарата (СКА) для сбора мелкого космического мусора в зависимости от маневра, который может выполнить СКА на этапе очистки околоземного пространства, способа выведения его и мусороулавливающего устройства, типов используемых ракет-носителей и типов двигательных установок на этапах выведения и очистки.

Dron N., Horolskiy P., Dubovik L.

COMPARATION OF POSSIBLE TACTIC-TECHNICAL CHARACTERISTICS OF A SPACECRAFT FOR THE GATHERING SMALL SPACE DEBRIS

Possible tactic-technical characteristics of a specialized spacecraft (SSC) for the gathering small space debris depending on maneuver which can execute SSC at a stage of clearing of a near space, a way of its injection and debris-catching device, types of used launch vehicles and types of propulsion systems at injecting and clearing stages are resulted.

РАЗВИТИЕ ОБЩЕЙ СХЕМЫ ФОРМАЛИЗМА ДУБОВИЦКОГО-МИЛЮТИНА В ТЕОРЕТИЧЕСКОМ АСПЕКТЕ. III

Введение. В настоящей статье приводится продолжение исследования по анализу работ отечественных и зарубежных ученых по теоретической направленности развития формализма Дубовицкого-Малютина, начатые в работе [1].

Цель исследования. Целью настоящего исследования является анализ вклада отечественных и зарубежных ученых в развитие "неклассических" методов вариационного исчисления в рамках общей схемы формализма Дубовицкого-Милютина. В методологическом аспекте исследуемые работы базируются на методологии формализма Дубовицкого-Милютина, а их основные результаты аналогичны основным положениям общей схемы формализма Дубовицкого-Милютина.

Особенности развития формализма Дубовицкого-Милютина в трудах отечественных и зарубежных ученых. *Условия оптимальности высших порядков.* Создание теории высших порядков для широкого класса задач на экстремум с ограничениями было разработано под руководством Малютина А.А. [2]. Для системы S , состоящей из набора функционалов $(f_i, i \in I)$ и оператора $g: X \rightarrow Y$, исследуются необходимые и достаточные условия произвольного порядка γ . Под порядком γ понимается любой неотрицательный липшицев функционал, равный нулю в нуле. Как необходимые, так и достаточные условия формулируются независимо от каких бы то ни было предположений на функционалы и оператор, фигурирующие в задаче. Условия порядка γ можно переписать, используя дополнительную информацию (выпуклые аппроксимации) о функционалах и операторе, задающих задачу, а затем переписать в терминах функционалов, двойственных к аппроксимациям. Отмечается, что приближение произвольных функционалов выпуклыми, а операторов - линейными позволяет свести вопрос об экстремуме в данной точке к вопросу о несовместимости системы строгих выпуклых неравенств и равенств, а также, что в процессе такого сведения важную роль играет оценка расстояния от произвольной точки до множества нулей оператора типа равенство. В исследуемой задаче рассматривается семейство порождающих функций, связь их с функциями Лагранжа, основные условия локального минимума (необходимые и достаточные), а также теорема об оценке расстояния до множества решений системы строгих нелинейных неравенств и операторного равенства. Общая теория связала для абстрактного порядка γ условия γ -необходимости и γ -достаточности с вычислением знака константы C_γ . Дальнейшие исследования связаны с "расшифровкой" знака константы C_γ , определяемой данным порядком ("метод расшифровки"). Дальнейшее развитие теории условий оптимальности высших порядков связано с работами Осмоловского Н.П. Им была сформулирована [3] проблематика, связанная с возможностью использования положений классического вариационного исчисления в теории оптимальности высших порядков. Отмечается, что введенное в [4] понятие критической вариации является недостаточным для получения оптимальных условий высшего порядка для общей абстрактной задачи, которая должна:

© А.Е. Радиевский, 2013

1. содержать способ получения условий различных порядков для локального минимума в модели, охватывающей достаточно широкий класс задач, в том числе задачи оптимального управления;

2. содержать основные понятия, пригодные для описания различных ситуаций, возникающих при исследовании минимума;

3. быть применима к задачам в их естественной постановке (не требовать чересчур жестких предположений);

4. быть теорией пар условий (включать в себя как необходимые, так и достаточные условия, а также выявлять их связь).

Отмечается, что в задачах оптимального управления к необходимым условиям первого порядка относятся условия слабого минимума (локальный принцип максимума, обобщающий уравнение Эйлера в вариационном исчислении и "понтрягинского минимума" интегральный принцип максимума (принцип максимума Понтрягина Л.С.), обобщающий условие Вейерштрасса). Условия первого порядка не всегда позволяют ответить на вопрос о наличии или отсутствии экстремали в данной точке. Дальнейшие исследования связаны с привлечением условий высших порядков. Рассматривая оптимальное управление как естественное продолжение и развитие вариационного исчисления, то достаточные условия второго порядка в вариационном исчислении предполагают выполнение усиленного условия Лежандра, а необходимые - связаны с достаточными лишь усилением знака квадратичной формы. Формулируется задача: для широкого класса задач оптимального управления при естественных предположениях получить необходимые, а также достаточные условия высших порядков, являющихся обобщением классических квадратичных условий анализа и вариационного исчисления и при этом сохранить важнейшую черту классических квадратичных условий:

- тесная связь между необходимыми и достаточными условиями, которые связаны друг с другом усилением знака неравенства (примыкающие условия);

- найти такую пару примыкающих условий, в которой достаточное условие допускало бы разрывы оптимального управления, а необходимое условие их учитывало бы;

- наличие γ - смысла (знание γ - смысла для достаточного условия позволяет в окрестности точки, удовлетворяющей этому условию, оценить минимизируемый функционал снизу на всех допустимых вариациях, т.е. получить информацию об "остроте" минимума и найти порядок γ , типичный для задач оптимального управления).

Основные результаты в [3] получены при исследовании канонической задачи Дубовицкого-Милютина [5]. Найти

$$\min J(x), J(x) = J(x(t_0), (x(t_1)))$$

при наличии ограничений

$$\chi(x(t_0), x(t_1)) \leq 0; \quad K(x(t_0), x(t_1)) = 0; \quad (x(t_0), x(t_1)) \in P;$$

$$\frac{dx}{dt} = f(x, u, t); \quad g(x, u, t) = 0; \quad G(x, u, t) \leq 0; \quad (x, u, t) \in Q,$$

где P, Q - открытые множества, функции x, u, χ, K, f, g, G - векторные, отрезок $[t_0, t_1]$ фиксирован.

Предполагается, что:

- минимум ищется в пространстве $W = W_1 \times L_\infty$ среди пар $w(\cdot) = (x(\cdot), u(\cdot))$ таких, что на отрезке $[t_0, t_1]$ $x(\cdot) \in W_1$, W_1 - пространство абсолютно непрерывных функций, $u(\cdot) \in L_\infty$, L_∞ - пространству ограниченных измеримых функций;
- $w^0(\cdot) = (x^0(\cdot), u^0(\cdot)) \in W$ - пара, исследуемая на минимум;
- $x_0 = x(t_0)$, $x_1 = x(t_1)$, $(x, u) = w$, $(x_0, x_1) = p$;
- функции $J(p)$, $\chi(p)$, $K(p)$ определены и дважды непрерывно дифференцируемы на открытом множестве P ;
- функции $f(w, t)$, $g(w, t)$, $G(w, t)$ определены и дважды непрерывно дифференцируемы на открытом множестве Q ;
- в любой точке $(w, t) \in Q$, такой, что $g(w, t) = 0$ градиенты по u , $g_{iu}(w, t)$, $G_{ju}(w, t)$, линейно независимы в точке (w, t) .

Показано, что один и тот же минимум можно задать при помощи различных множеств последовательностей. Последнее позволяет подобрать для каждого типа минимума множество последовательностей, наиболее удобных для исследования. Для исследования минимума на множестве последовательностей в рассмотрение вводятся определение критического конуса и квадратичной формы на нем. Показано, что введенный в [4] критический конус является частью критического конуса, введенного в [3]. Исследуются различные типы минимумов (понтрягинский, сильный, ограниченно-сильный) и их особенности (γ - необходимость и γ - достаточность высших порядков, а также высший порядок γ). В [3] исследуется теория условий высших порядков в линейных задачах быстрогодействия. Впервые эта теория была сформулирована Милютиным А.А. [6] при помощи перехода к вспомогательной конечномерной задаче и применения к ней условий второго порядка. В [3] строится аналогичная теория при менее жестких предположениях, основываясь на общих условиях высших порядков. В линейных задачах быстрогодействия, когда управление не содержит особого режима, необходимые условия высшего порядка оказываются конечномерными и переписываются к весьма простому виду, а усиление знака неравенства превращает их в достаточные условия. В линейных задачах не выполнено условие Лежандра. Достаточность условий удастся доказать, используя переход к вспомогательной нелинейной по управлению задаче при помощи одного из приемов "разовыпукления" [6]. Тот факт, что достаточные условия высших порядков можно использовать и в задачах, линейных по управлению, оказалось весьма неожиданным. Не нелинейность задачи по управлению, а отсутствие участков особого режима – решающий фактор для того, чтобы условия можно использовать. В [3] исследован ряд конкретных задач быстрогодействия, в которых условия высших порядков эффективно работают на отбор экстремалей. Работы [7,8] посвящены теории необходимых и достаточных условий высших порядков в задачах оптимального управления. Эта теория обобщает классическую теорию второй вариации вариационного исчисления и квадратичные условия экстремума в анализе. Как известно, классические условия второго порядка обладают тем свойством, что необходимые условия связаны с достаточным лишь усилением знака квадратичной формы. Такие условия называются примыкающими. В [7,8] приводятся пары примыкающих условий для различных типов минимума и для различных классов задач оптимального управления.

В [7] рассматривается каноническая задача оптимального управления Дубовицкого-Милютинна на фиксированном отрезке времени [5]. Для этой задачи приводятся формулировки необходимых и достаточных условий высших порядков для слабого, сильного и других типов минимума. Эти условия получены на основе общей теории условий высших порядков [2]. Полученные условия имеют классический характер. Все определяется поведением квадратичных форм, отвечающих определенным наборам множителей Лагранжа. Полученные квадратичные условия допускают разрывы оптимального управления. Показано, что все особенности условий, приведенные в [7] реализуются уже в таком классе, как линейные задачи быстрогодействия. Этому важному и широкому изучавшему ранее классу задач посвящена работа [8]. Впервые теория необходимых и достаточных квадратичных условий для этого класса была построена А.А. Милютинным [6] при помощи специального приема, состоящего в переходе к вспомогательной конечномерной задаче и выписывания для нее известных условий второго порядка [9]. В [8] при более общих предположениях строится аналогичная теория, но основой для ее построения служит не вспомогательный прием, а общие условия высших порядков из [7]. В предположении, что исследуемая на оптимальность траектория не содержит участков особого режима. Для линейных задач быстрогодействия условия оптимальности оказываются конечномерными, которые после ряда преобразований приводятся к весьма простому и изящному виду. На первый взгляд достаточные условия из [7] не реализуются в линейных задачах, поскольку усиленное условие Лежандра, имеющееся в этих задачах, для линейных задач не выполняются. Однако оказывается, что эту трудность удастся преодолеть и выписать соответствующие достаточные условия. В [8] рассмотрен ряд примеров, среди которых есть и известные задачи быстрогодействия для "цепочек" $x^n = u, |u| \leq 1$ с закрепленными концами. Однако в отличие от известных примеров обязательное попадание в начало координат фазового пространства не требуется. Уже при $n = 3$ возникают весьма нетривиальные ответы, позволяющие в каждом случае среди множества экстремалей отобрать одну. При $n = 4$ рассмотрен случай, когда имеется целый отрезок сопряженных переменных ψ , удовлетворяющих принципу максимума и вопрос о минимуме в задаче решается при помощи максимума из двух квадратичных функций, отвечающих крайним точкам указанного отрезка.

Литература: 1. Радиевский А.Е. Развитие общей схемы формализма Дубовицкого-Милютинна в теоретическом аспекте. I. / А.Е. Радиевский // *Мех. та машинобудування* - 2011.- №2.- С.9-17. 2. Милютин А.А. Условия высших порядков локального минимума в задачах с ограничениями/ Е.С. Левитин, А.А. Милютин, Н.П. Осмоловский // *Успехи мат. наук.* - 1978.- 33, №6. - С.85 - 148. 3. Осмоловский Н.П. Теория условий высших порядков в оптимальном управлении / Н.П. Осмоловский // *Автореферат на соискание ученой степени доктора физико-технических наук.* - Л., 1988.- 41с. 4. Дубовицкий А.Я. Задачи на экстремум при наличии ограничений / А.Я. Дубовицкий, А.А. Милютин // *Ж. вычисл. мат. и мат. физ.* - 1965. -5, №3. - С. 395 - 453. 5. Дубовицкий А.Я. Теория принципа максимума / А.Я. Дубовицкий, А.А. Милютин // *Методы теории экстремальных задач в экономике.* - М.: Наука, 1981.- С.6 - 47. 6. Милютин А.А. Теория условий высших порядков для задачи быстрогодействия в линейной системе с постоянными коэффициентами/ А.А. Милютин // *Тезисы докладов на 5 Всесоюзной конференции по управлению в механических системах.* - Казань, 1985. - С.47. 7. Осмоловский Н.П. Формулировка квадратичных условий экстремума в канонической задаче оптимального управления / Н.П. Осмоловский //

Оптимальное управление в линейных системах.- М.: Наука, 1993.- Глава 1. (С.13 – 23). 8. Осмоловский Н.П. Теория условий высших порядков в линейных задачах быстрогодействия / Н.П. Осмоловский // Оптимальное управление в линейных системах - М.: Наука, 1993.- Глава 2. (С.23 - 59). 9. Дукусар В.В. Качественные и численные методы в принципе максимума / В.В. Дукусар, А.А. Милютин - М.: Наука, 1989. -144с.

Bibliography (transliterated): 1. Radievskiy A.E. Razvitie obschey shemyi formalizma Dubovitskogo-Milyutnna v teoreticheskom aspekte.I / A.E Radievskiy // Meh. ta mashinobuduvannya - 2011.- #2.- S.9-17. 2. Milyutin A.A. Usloviya vyisshih poryadkov lokalnogo minimuma v zadachah s ogranicheniyami/ E.S. Levitin, A.A. Milyutin, N.P. Osmolovskiy // Uspehi mat.nauk. - 1978.- 33,N6. - S.85 - 148. 3. Osmolovskiy N.P. Teoriya usloviy vyisshih poryadkov v optimalnom upravlenii / N.P. Osmolovskiy // Avtoreferat na soiskanie uchenoy stepeni doktora fiziko-tehnicheskikh nauk. L., 1988. 41s. 4. Dubovitskiy A.Ya. Zadachi na ekstremum pri nalichii ogranicheniy / A.Ya. Dubovitskiy, A.A. Milyutin // Zh. vyichisl. mat. i mat. fiz. 1965. 5, N3. S. 395 - 453. 5. Dubovitskiy A.Ya. Teoriya printsipa maksimuma / A.Ya. Dubovitskiy, A.A. Milyutin // Metodyi teorii ekstremalnykh zadach v ekonomike. M.: Nauka, 1981. S.6 - 47. 6. Milyutin A.A. Teoriya usloviy vyisshih poryadkov dlya zadachi byistrodeystviya v lineynoy sisteme s postoyannymi koeffitsi-entami/ A.A. Milyutin // Tezisy dokladov na 5 Vsesoyuznoy konferentsii po upravleniyu v meha-nicheskikh sistema. Kazan, 1985. S.47. 7. Osmolovskiy N.P. Formulirovka kvadraticnykh usloviy ekstremuma v kanonicheskoy zadache optimalnogo upravleniya / N.P. Osmolovskiy // Optimalnoe upravlenie v lineynykh sistemah. M.: Nauka, 1993.- Глава 1. (S.13 – 23). 8. Osmolovskiy N.P. Teoriya usloviy vyisshih poryadkov v lineynykh zadachah byistrodeystviya/ N.P. Osmolovskiy // Optimalnoe upravlenie v lineynykh sistemah M.: Nauka, 1993. Глава 2. (S.23 - 59). 9. Dikusar V.V. Kachestvennyye i chislennyye metodyi v printsipe maksimuma / V.V. Dikusar, A.A. Milyutin M.: Nauka, 1989. 144s.

Радієвський А.Є.

РОЗВИТОК ЗАГАЛЬНОЇ СХЕМИ ФОРМАЛІЗМУ ДУБОВИЦЬКОГО–МІЛЮТИНА У ТЕОРЕТИЧНОМУ АСПЕКТІ.ІІІ

Досліджуються роботи вітчизняних та закордонних вчених стосовно розвитку "некласичних" методів варіаційного числення у рамках загальної схеми формалізму Дубовицького-Мілютіна.

Радіевский А.Е.

РАЗВИТИЕ ОБЩЕЙ СХЕМЫ ФОРМАЛИЗМА ДУБОВИЦКОГО-МИЛЮТИНА В ТЕОРЕТИЧЕСКОМ АСПЕКТЕ. III

Исследуются работы отечественных и зарубежных ученых по развитию "неклассических" методов вариационного исчисления в рамках общей схемы формализма Дубовицкого-Милютин.

Radievski A.E.

DEVELOPMENT THE DENERAL SCHEM OF DUBOVITSKI-MILUTIN FORMALISM IN THEORY ASPECT.III

Analysis the works of native and foreign scientist respect the development "nonclassical" method of the calculus variations in the limits of the general scheme Dubovitski - Milutin formalism.

Технологія машинобудування

УДК 621.95.01:678

Хавин Г.Л., канд. техн. наук

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЕЛИЧИНЫ МЕЖСЛОЙНОЙ ТРЕЩИНЫ ПРИ СВЕРЛЕНИИ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИТОВ

Введение. Наиболее опасным дефектом при сверлении полимерных композитов считается расслаивание между соседними слоями армирования вдоль его направления. Основной причиной появления расслаивания является высокое значение действующей осевой силы, величина которой в основном определяется подачей. Кроме того существенную роль играет также неправильный выбор режущего инструмента и степень его изношенности. Для уменьшения расслаивания известно несколько приемов, например, снижение подачи и сверление в подкладную плиту. Межслойное расслаивание, возникающее при сверлении композитов, является главным дефектом уменьшающим целостность композита, его изгибную прочность и усталостную прочность под действием циклической нагрузки. Поэтому задача создания математических моделей, позволяющих на стадии проектирования технологической операции сверления прогнозировать появление и рост величины межслойного разрушения, является актуальной и имеет практическую ценность.

Анализ литературных источников, состояние проблемы и моделирование механизма появления трещины расслаивания. Многочисленные экспериментальные наблюдения показали, что расслаивание появляется вокруг отверстия на входе и выходе инструмента из заготовки. Механизм этого явления подробно рассмотрен в литературе [1-3]. Расслаивание возникает при контактном нагружении материала заготовки осевой силой.

Появление межслойных трещин на входе обусловлено контактным взаимодействием поперечной режущей кромки с поверхностью заготовки, вследствие чего тонкий слой начинает шелушиться, в результате отделяется от соседнего и образуется зона расслаивания вокруг входного отверстия. В момент, когда сверло находится возле выхода из отверстия, число слоев композита, находящихся перед сверлом, уменьшается, снижается их общая жесткость в структуре композита. В результате происходит расслаивание (отслаивание) последних слоев и разрушение последних волокон (жгутов) в материале.

Изучению качественных и количественных характеристик этого процесса посвящено достаточно много исследований [3-5]. Размер зоны растрескивания и ее амплитуда определяется условиями сверления и состоянием инструмента. При сверлении традиционным спиральным сверлом, величина зоны растрескивания растет с увеличением подачи, но уменьшается с ростом частоты вращения шпинделя. Однако влияние подачи часто намного сильнее, чем частоты вращения шпинделя.

При обработке отверстий в работе [6] расслаивание предложено характеризовать одномерным критерием F_{dam} (фактор расслаивания), который определяется отношением максимального диаметра зоны разрушения – D_{dam} к номинальному диаметру отверстия – D_{hole} (рис.1),

$$F_{dam} = D_{dam} / D_{hole}.$$

© Г.Л. Хавин, 2013

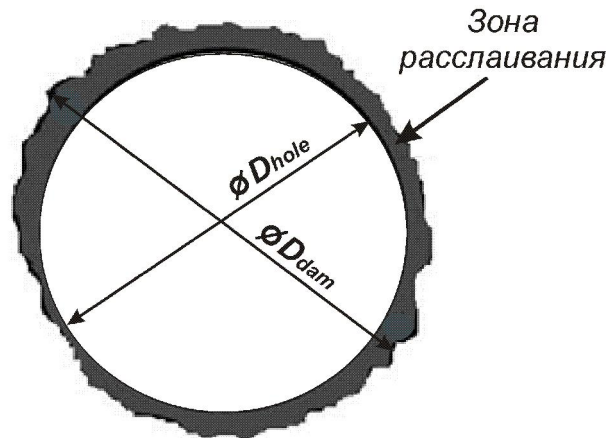


Рис.1. Расслаивание при сверлении слоистого композита.

Этот критерий получил наибольшее распространение, как наиболее простой для измерения и практического использования. В настоящее время имеется достаточно большое количество экспериментальных исследований по сверлению угле- и стеклопластиков различными типами инструментов, для которых получены эмпирические зависимости расчета фактора расслаивания [7-11].

Постановка задачи и цель работы. Целью настоящей работы является построение математической модели, позволяющей для заготовки из многослойного композита данной марки, выбранного типа инструмента и технологических параметров сверления спрогнозировать характер предполагаемой зоны разрушения и рассчитать ее величину.

Зона разрушения служит одной из важнейших характеристик, определяющих прочность и долговечность крепления в отверстии. Поэтому предсказать величину зоны разрушения очень важно. В работах [2,3] для характеристики зоны разрушения используются достижения механики линейного разрушения, где принято, что по достижению упругой энергии высвобождения определенного значения, происходит движение трещины. Проведенные эксперименты показали, что зона разрушения занимает достаточно малую область вокруг отверстия, а не всю заготовку, которая обрабатывается. В [3] были проведены экспериментальные замеры зоны расслоения как функции от различных параметров процесса: подачи, частоты вращения и радиуса сверла. Полученные результаты были обобщены методами регрессионного анализа в виде соотношения

$$F_{dam} = \frac{l_{dam}}{D_{hole}} = k \left(\frac{\pi \cdot f \cdot D_{hole}}{10^3 \cdot s} \right)^n \cdot \left(\frac{F_z}{E \cdot D_{hole}^2} \right)^m, \quad (1)$$

где l_{dam} – размер зоны расслоения, равная $l_{dam} = (l_{dam1} + l_{dam2})/2$, мм; D_{hole} – диаметр отверстия, м; s – величина подачи, мм/мин; f – частота вращения шпинделя, об/мин; F_z – осевая сила, Н; E – модуль упругости армирующих волокон, Па; n, m, k – постоянные.

Развитие расслоения происходит в два этапа, что порождает образование главной и вторичной области трещинообразования (рис.2). Главная область с максимальным повреждением расположена в направлении волокон. Вторичная область

имеет небольшие размеры и образуется в режущей фазе, в которой контакт между направлением армирования и скоростью резания образует острый угол. Кроме того, здесь часто появляются волокна, которые не были срезаны на краю отверстия в главной и вторичной области повреждения. Этот дефект обработки собственно и есть разломачивание или распушивание. Растрескивание (расслоение) и распушивание обычно появляются совместно и их размеры имеют тенденцию к изменению, чем большее появление межслойных и других трещин, тем больше распушивание и наоборот. Однако, когда расслоение достигает определенной величины, распушивание исчезает.

Теоретические положения. В силу отличия механических свойств материала вдоль и поперек волокон, трещина расслоения имеет форму близкую к эллиптической форме с полуосями – a и b , рис.2. Учитывая это, и основываясь на модели расслоения в два этапа, примем в качестве допущения, что длина большей полуоси эллипса расслоения равна $a = D_{hole} / 2 + l_{dam}$, а длина меньшей полуоси $b = D_{hole} / 2$.

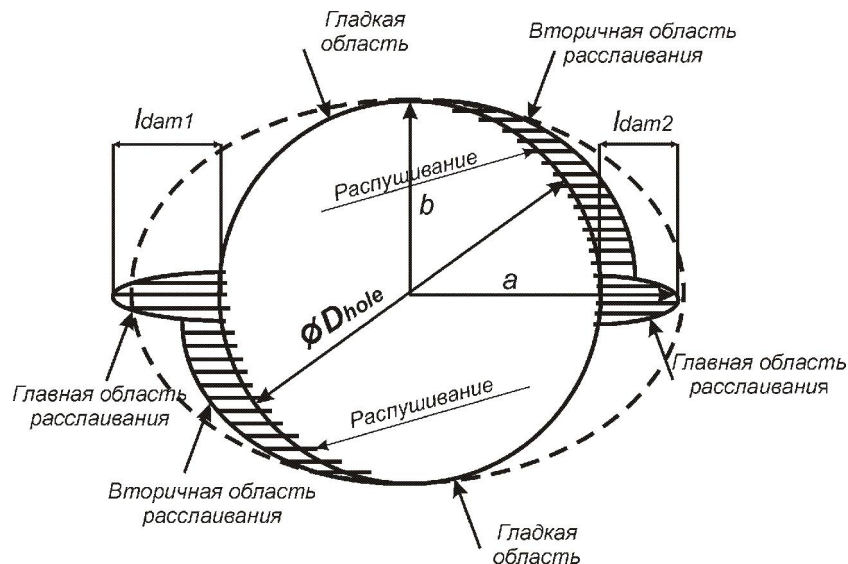


Рис. 2. Модель образования главной и вторичной области разрушения и межслойной эллиптической трещины расслоения.

Проведенный в [12] анализ на основе анизотропной теории упругости и линейной механики разрушения для эллиптической зоны расслоения, позволил определить осевую силу, при которой происходит старт межслойной трещины на расстоянии h_{dam} от нижнего края заготовки, следующим уравнением

$$F_z = \pi \sqrt{\frac{E_{22}}{E_{11}}} \left[\frac{G_{IC} \cdot K_a \cdot h_{dam}^3}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} \right]^{1/2}, \quad (2)$$

где G_{IC} – критическое значение энергии трещинообразования по I-му типу, Дж/м²; E_{11} , E_{22} – модули упругости в направлении армирования – 11 и ему перпендикулярном (трансверсальном направлении) – 22, Па; ν_{12} , ν_{21} – соответственно коэффициенты Пуассона; значение коэффициента K_a рассчитывается по формуле

$$K_a = 2E_{11} + \frac{2}{3} \sqrt{\frac{E_{11}}{E_{22}}} [v_{12} \cdot E_{22} + 2 \cdot G_{12} (1 - v_{12} \cdot v_{21})],$$

где G_{12} – модуль сдвига.

Заметим также, что из выражения (2) можно получить известное соотношение Но–Cheng и Dharan [13] для изотропного материала, приняв $E_{11} = E_{22} = E$, $v_{12} = v_{21} = \nu$, $G_{12} = E / 2 / (1 + \nu)$. Соотношение (1) можно представить в виде

$$F_z = \left[\frac{l_{dam}}{k} \cdot \left(\frac{\pi \cdot f \cdot D_{hole}}{10^3 \cdot s} \right)^{-n} \cdot E_{11}^m \cdot D_{hole}^{2m-1} \right]^{1/m}. \quad (3)$$

Приравняем левую и правую часть (2) и (3) и разрешим относительно l_{dam} :

$$l_{dam} = h_{dam}^{3m/2} \cdot k \cdot \left(\frac{\pi \cdot f \cdot D_{hole}}{10^3 \cdot s} \right)^n \cdot D_{hole}^{1-2m} \cdot E_{11}^{-m} \cdot \left[\frac{G_{IC} \cdot K_a \cdot \pi^2}{1 - v_{12} \cdot v_{21}} \cdot \left(\frac{E_{22}}{E_{11}} \right) \right]^{m/2}. \quad (4)$$

Уравнение (4) при заданном отношении скорости резания к величине подачи связывает усредненное значение максимальной величины расслоения с толщиной материала заготовки от нижнего ее края, на котором это расслоение реализуется. Это соотношение позволяет оценить величину разрушения поверхностных слоев материала при заданных технологических параметрах обработки в зависимости от расстояния до нижней поверхности заготовки.

Результаты и обсуждения. В качестве примера использования предложенного подхода рассмотрим сверление отверстия диаметром 5,5 мм в заготовке из эпоксидного однонаправленного углепластика марки Т300 толщиной 2 мм с объемным содержанием волокон 60%.

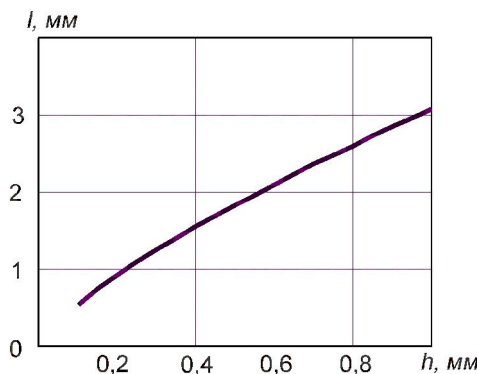


Рис. 3. Изменение длины трещины в зависимости от глубины ее появления.

Основные механическими характеристиками принимались следующими: плотность – 1600 кг/м³; продольный модуль упругости $E_{11} = 181$ ГПа; поперечный модуль упругости $E_{22} = 10,3$ ГПа; модуль сдвига $G_{12} = 7,17$ ГПа; коэффициент Пуассона $v_{12} = v_{21} = 0,28$; критическая энергия трещинообразования $G_{IC} = 250$ Дж/м². Значения постоянных коэффициентов приняты: $k = 1,3 \cdot 10^3$; $n = -0,35$; $m = 0,5$. На

рис.3 приведена зависимость длины трещины l расслоения от глубины ее залегания от нижней поверхности заготовки h , вычисленная из соотношения (4) при значениях частоты вращения шпинделя $f = 3000$ об/мин и подаче $s = 20$ мм/мин.

Приведенный результат подтверждает тот факт, что главным фактором, определяющим качество выходного отверстия, является значение осевой силы. Чем больше осевая сила, тем больше глубина начала появления расслаивания h и тем больше длина трещины $l_{\max}$ (рис.3). Можно видеть, что зависимость длины трещины расслоения от глубины ее образования для рассматриваемого диапазона изменения носит примерно линейный характер.

Выводы. Представлена модель, позволяющая прогнозировать величину трещины расслоения на выходе инструмента. Базируясь на экспериментальных данных, предложенная зависимость связывает физико-механические параметры материала композита с режимными параметрами обработки. В представленном соотношении не учитываются тип и марка инструмента, а также его геометрические параметры. Учет влияния этих факторов в новой модернизированной модели предсказания образования и величины дефектов обработки при сверлении полимерных композитов, является предметом дальнейших исследований.

Литература. 1. Vandervelde H. *Drilling processes / Printed circuits handbook*, Ed. C. F. Coombs, Jr., Ed. Mc. Graw Hill Companies, 2008. 2. Jain S. *Delamination free drilling of composite laminates* / S. Jain, D.C.H. Yang // *Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Industry*. – 1994. – 116. – P. 475–481. 3. Zhang H. *Assessment of exit defects in carbon fiber–reinforced plastic plates caused by drilling* / H. Zhang, W. Chen, D. Chen, L. Zhang // *Key Engineering Materials*. – 2001. – 196. – P.43–52. 4. Ho-Cheng H. *Comprehensive analysis of delamination in drilling of composite materials with various drill bits* / H. Ho-Cheng, C.C. Tsao // *Journal of Materials Processing Technology*. – 2003. – 140. – P. 335–339. 5. Tsao C. C. *Thrust force and delamination of core-saw drill during drilling of carbon fiber reinforced plastics (CFRP)* / C. C. Tsao // *International Journal Advanced Manufacturing Technology*. – 2008. – 37. – P. 23 – 28. 6. Chen W. C. *Some experimental investigations in the drilling of carbon fibre-reinforced plastic (CFRP) composite laminates* / W. C. Chen // *Int. J. Machine Tools & Manufacture*. – 1997. – 37. – P. 1097 – 1110. 7. Rubio J. C. *Effect of high speed in the drilling of the glass fibre reinforced plastic: Evaluation of the delamination factor* / J. C. Rubio, A. M. Abrao, P. E. Faria, A. E. Correia, J. P. Davim // *International Journal of Machine Tools & Manufacture* – 2008. – 48. – P. 715 – 720. 8. Davim J. P. *Drilling carbon fiber reinforced plastics manufactured by autoclave – experimental and statistical study* / J. P. Davim, P. Reis // *Material Design*. – 2003. – 24. – P. 315–324. 9. Tsao C. C. *Taguchi analysis of delamination associated with various drill bits in drilling of composite material* / C. C. Tsao, H. Hocheng // *Int. J. Mach. Tools Manuf.* – 2004. – 44. – P. 1085 – 1090. 10. Gaitonde V.N. *Analysis of parametric influence on delamination in high-speed drilling of carbon fiber reinforced plastic composites* / V.N. Gaitonde, S.R. Karnik, R.J. Campos, C.A. Esteves, A.M. Abrao, Davim P.J. // *J. Mater. Process Technol.* – 2008. – 203. – P. 431 – 438. 11. Khashaba U.A. *Machinability analysis in drilling woven GFR/epoxy composites: part II – effect of drill wear* / U. A. Khashaba, I. A. El-Sobaty, A. I. Selmy, A. A. Megahed // *Composites: Part A*, 2010. – 41. – P.1130 – 1137. 12. Tsao C.C. *Prediction of the location of delamination in the drilling of composite laminates* / C.C. Tsao, W.C. Chen // *Journal of Materials Processing Technology*. – 1997. – 70. – P.185–189. 13. Ho-Cheng H. *Delamination during drilling in composites laminates* / H. Ho-Cheng, C.K.H. Drahan // *Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Industry*. – 1990. – 112. – P. 236 – 239.

Bibliography (transliterated). 1. Vandervelde H. *Drilling processes / Printed circuits handbook*, Ed. C. F. Coombs, Jr., Ed. Mc. Graw Hill Companies, 2008. 2. Jain S. *Delamination free drilling of composite laminates* / S. Jain, D.C.H. Yang // *Transactions of the ASME, Journal of*

Engineering for Industry. –1994. – 116. – P. 475–481. 3. Zhang H. Assessment of exit defects in carbon fiber–reinforced plastic plates caused by drilling / H. Zhang, W. Chen, D. Chen, L. Zhang // *Key Engineering Materials*. – 2001. – 196. – P.43–52. 4. Ho-Cheng H. Comprehensive analysis of delamination in drilling of composite materials with various drill bits / H. Ho-Cheng, C.C. Tsao // *Journal of Materials Processing Technology*. – 2003. – 140. – P. 335–339. 5. Tsao C. C. Thrust force and delamination of core-saw drill during drilling of carbon fiber reinforced plastics (CFRP) / C. C. Tsao // *International Journal Advanced Manufacturing Technology*. – 2008. – 37. – P. 23 – 28. 6. Chen W. C. Some experimental investigations in the drilling of carbon fibre-reinforced plastic (CFRP) composite laminates / W. C. Chen // *Int. J. Machine Tools & Manufacture*. – 1997. – 37. – P. 1097 – 1110. 7. Rubio J. C. Effect of high speed in the drilling of the glass fibre reinforced plastic: Evaluation of the delamination factor / J. C. Rubio , A. M. Abrao , P. E. Faria , A. E. Correia , J. P. Davim // *International Journal of Machine Tools & Manufacture* – 2008. – 48. – P. 715 – 720. 8. Davim J. P. Drilling carbon fiber reinforced plastics manufactured by autoclave – experimental and statistical study / J. P. Davim , P. Reis // *Material Design*. – 2003. – 24. – P. 315–324. 9. Tsao C. C. Taguchi analysis of delamination associated with various drill bits in drilling of composite material / C. C. Tsao , H. Hocheng // *Int. J. Mach. Tools Manuf.* – 2004. –44. – P. 1085 – 1090. 10. Gaitonde V.N. Analysis of parametric influence on delamination in high-speed drilling of carbon fiber reinforced plastic composites / V.N. Gaitonde , S.R. Karnik , R.J. Campos , C.A. Esteves , A.M. Abrao , Davim P.J. // *J. Mater Process Technol.* – 2008. – 203. – P. 431 – 438. 11. Khashaba U.A. Machinability analysis in drilling woven GFR/epoxy composites: part II – effect of drill wear / U.A. Khashaba , I. A. El-Sobaty , A. I. Selmy , A. A. Megahed // *Composites: Part A*, 2010. – 41. – P.1130 – 1137. 12. Tsao C.C. Prediction of the location of delamination in the drilling of composite laminates / C.C. Tsao, W.C. Chen // *Journal of Materials Processing Technology*. – 1997. – 70. – P.185–189. 13. Ho-Cheng H. Delamination during drilling in composites laminates / H. Ho-Cheng, C.K.H. Drahan // *Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Industry*. – 1990. – 112. – P. 236 – 239.

Хавін Г.Л.

МОДЕЛЮВАННЯ ВЕЛИЧИНИ МІЖШАРОВОЇ ТРІЩИНИ ПРИ СВЕРДЛЕННІ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИТІВ

Розглянуто задачу визначення величини і глибини розташування тріщини розшарування при свердленні композитів. Надано модель локального руйнування, що базується на використанні лінійної механіки руйнування. Одержане співвідношення пов'язує глибину появи максимальної тріщини розшарування і значення її довжини.

Хавин Г.Л.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЕЛИЧИНЫ МЕЖСЛОЙНОЙ ТРЕЩИНЫ ПРИ СВЕРЛЕНИИ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИТОВ

Рассмотрена задача определения величины и глубины расположения трещины расслоения. Представлена модель локального разрушения, которая базируется на использовании линейной механики разрушения. Получено соотношение, связывающее глубину появления максимальной трещины расслоения и значение ее длины.

Khavin G.L.

SIMULATION OF CRACK DIMENSION OF THE DELAMINATION FOR POLYMERIC COMPOSITS DRILLING

The problem of determining the size and depth of burial delamination crack for drilling of composites is considered. The model of local delamination, which used of linear fracture mechanics, is presented. The correlation of connect maximal crack delamination depth appeared and hers length is obtained.