

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний університет «Запорізька політехніка»

Інтегровані технології зварювання та моделювання конструкцій

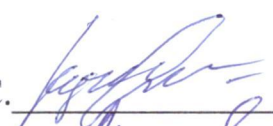
(Кафедра інтегрованих технологій зварювання та моделювання конструкцій)

ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА

до магістерської дисертації

на тему: «Проектування катапульти для запуску безпілотних літальних апаратів і розробка технологічного процесу її виготовлення»

Студента 2 курсу групи ІФ – 312м
Спеціальності 131 Прикладна механі
освітньої програми (спеціалізація)
«Технологія та устаткування
зварювання»

Виконав: Кучин О.Є. 

Керівник: Осіпов М.Ю. 

Рецензент: _____

м. Запоріжжя 2023 рік

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний університет «Запорізька політехніка»

Факультет: Інженерно-фізичний

Кафедра «Інтегрованих технологій зварювання та моделювання конструкцій»

Ступінь вищої освіти магістр

Спеціальність 131 Прикладна механіка

Освітня програма (спеціалізація) «Технології та устаткування зварювання»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри ІТЗВ та МК

 О.Є. КАПУСТЯН

«15» грудня 2023 року

З А В Д А Н Н Я

НА ДИПЛОМНИЙ ПРОЄКТ (РОБОТУ) СТУДЕНТУ

КУЧИН Олег Євгенович

1. Тема проєкту (роботи) «Проектування катапульти для запуску безпілотних літальних апаратів і розробка технологічного процесу її виготовлення»

керівник проєкту (роботи) доцент, кандидат технічних наук, ОСІПОВ Михайло Юріцович

затверджені наказом закладу вищої освіти від «14» 10 20 року № 509

2. Строк подання студентом проєкту (роботи) _____



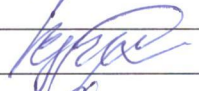


3. Вихідні дані до проєкту (роботи): Максимальна вага безпілотного літального апарату 5,5 кг; Мінімальна швидкість запуску 60 км/год; Максимальна швидкість запуску 70 км/год; Перенавантаження 6; Кут нахилу 15°.

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити): 1. Історія безпілотних літальних апаратів; 2. Аналіз

використовуваних безпілотних літальних апаратів у збройних силах України;
3 Аналіз існуючих варіантів катапульти для безпілотних літальних апаратів;
3.1 Існуючі системи катапультивання для безпілотних літальних апаратів;
3.2 Постановка завдання та аналіз даних для побудови конструкції запуску
безпілотних літальних апаратів; 4 Розробка математичної моделі конструкції
катапульти; 4.1.1 Розрахунок математичної моделі конструкції катапульти з
інерційним приводом; 4.1.2 Визначення параметрів катапульти з інерційним
приводом; 4.1.3 Канатоведучий шків; 4.1.4 Розрахунок пневматичного
повітряного циліндра; 4.1.5 Розрахунок системи поліспаст; 5 Моделювання та
розрахунок корпусу катапульти; 5.1 Конструктивні особливості корпусу;
5.2 Перевірка надійності корпусу; 6 Технологія виготовлення елементів системи
та конструкції; 7 Охорона праці.

5. Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень, кількість слайдів, плакатів): _____

6. Консультанти розділів проєкту (роботи)

Розділ	ПРИЗВИЩЕ, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	прийняв виконане завдання
6 розг.	Петров доцент Д.Т.И		
3, 5, 6 розг.	Корнієнко О.Б. ст. викл.		Кер 15.12
7	Нестеров О.М.		

7. Дата видачі завдання « 15 » 10 2023 року.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів курсового проекту	Строк виконання етапів проекту, тиждень	Прим.
1	Історія безпілотних літальних апаратів		
2	Аналіз використовуваних безпілотних літальних апаратів у збройних силах України		
3	Аналіз існуючих варіантів катапульти для безпілотних літальних апаратів		
4	Існуючі системи катапультивання для безпілотних літальних апаратів		
5	Постановка завдання та аналіз даних для побудови конструкції запуску безпілотних літальних апаратів		
6	Розробка математичної моделі конструкції катапульти		
7	Визначення параметрів катапульти з інерційним приводом		
8	Канатоведучий шків		
9	Розрахунок пневматичного повітряного циліндра		
10	Розрахунок системи поліспасти		
11	Моделювання та розрахунок конструкції корпусу катапульти		

12	Конструктивні особливості корпусу		
13	Перевірка надійності корпусу		
14	Технологія виготовлення елементів та конструкції		
15	Охорона праці		
16	Захист проекту		

Студент _____

Керівник проекту _____

АНОТАЦІЯ

Пояснювальна містить 61 сторінок, 30 рисунків, 30 таблиць, 13 використаних джерел.

КАТАПУЛЬТА, АНАЛІЗ, ТЕХНОЛОГІЯ, ВИГОТОВЛЕННЯ, ЗБИРАННЯ.

Метою роботи є застосування, поглиблення навичок конструювання, розрахування та написання технології.

У роботі представлені результати аналізу та визначення системи, котрі ми беремо за основу для розрахунку. За результатами розрахунку ми побудували модель, котра нам дала можливість використати конструкції для складення задач, у програмному забезпеченні, по навантаженню ми отримали данні коефіцієнтів запасу міцності, визнали конструкцію працездатною. Розробили технологію виготовлення кожного елемента конструкції.

ABSTRACT

The explanatory note contains 61 pages, 30 figures, 30 tables, 13 used sources. CATAPULT, ANALYSIS, TECHNOLOGY, PRODUCTION, ASSEMBLY.

The purpose of the work is to apply, deepen the skills of construction, calculation and writing of technology.

The paper presents the results of the analysis and definition of the system, which we take as the basis for the calculation. Based on the results of the calculation, we built a model that gave us the opportunity to use the structures for the compilation of tasks, in the software, we received the data of the coefficients of the safety margin for the load, and recognized the structure as workable. We have developed a technology for manufacturing the skin element of the structure.

ЗМІСТ

Вступ.....	9
1. Історія безпілотних літальних апаратів.....	10
2. Аналіз використовуваних безпілотних літальних апаратів у збройних силах України.....	11
3 Аналіз існуючих варіантів катапульти для безпілотних літальних апаратів.....	13
3.1 Аналіз існуючих варіантів катапульти для безпілотних літальних апаратів ..	14
3.2 Постановка завдання та аналіз даних для побудови конструкції запуску безпілотних літальних апаратів.....	18
4 Розробка математичної моделі конструкції катапульти.....	20
4.1.1 Розрахунок математичної моделі конструкції катапульти з інерційним приводом.....	22
4.1.2 Визначення параметрів катапульти з інерційним приводом.....	23
4.1.3 Канатоведучий шків.....	24
4.1.4 Розрахунок пневматичного повітряного циліндра.....	27
4.1.5 Розрахунок системи поліспасти.....	34
5 Моделювання та розрахунок корпусу катапульти.....	41
5.1 Конструктивні особливості корпусу.....	41
5.2 Перевірка надійності корпусу.....	42
6 Технологія виготовлення елементів системи та конструкції.....	45
7 Охорона праці.....	47
ВИСНОВОК.....	54
Додаток А.....	55
Додаток Б.....	62
Перелік джерел посилань.....	60

ВСТУП

Мета закладається у математичному моделюванні для наступної побудови на дипломному проекті елементів конструкції системи для запуску безпілотного літального апарату, за допомогою поглиблення у дану тематику. Вирішення за допомогою раніше закріплених знань, умінь та навичок. А саме головне для розвитку науки й техніки.

Вибрана мною тематика є гострою, вирішення якої є актуальною через зростання інтересів компаній до розробки безпілотників, які використовують для різноманітних завдань, як розвідка, удари наземних та морських цілей, перехоплення повітряних об'єктів, радіоперешкоди, ретрансляція даних та вантажоперевезення. Катапульти використовують для підвищення зони дії.

Моє завдання полягало у розробці математичної моделі катапульти та елементів з яких вона складається. Для цього я провів аналіз на основі якого здійснено розрахунки. Наступним кроком було проведено проектні розрахунки. В результаті цих розрахунків було отримано достатньо інформації для подальшого моделювання та побудови елементів тривимірної моделі катапульти, яка буде успішно виконана у майбутньому дипломному проекті.

1 ІСТОРІЯ

У 1916 році американський військовий інженер з Огайо на ім'я Чарльз Кеттерінг вперше запропонував використовувати безпілотні літальні апарати замість людей. Згідно з його ідеєю, ці безпілотники, які були керовані часовим механізмом, мали залишити своє крило та падати на ворогів, подібно до бомби, в визначеному місці. Після отримання фінансування від армії США він проектував і випробував кілька таких апаратів, які отримали назву «Liberty Eagle», але вони так і не брали участі в бойових діях. У той же час у СРСР авіаконструктором Нікітіним розроблялися торпедоносці-планери спеціального призначення у 1939-1940 роках. У цьому проекті передбачалося використання "літових крил" у двох варіантах: пілотовані тренувальні та безпілотні з повністю автоматизованим управлінням. Хоча до початку 1940 року було представлено концепцію безпілотної літальної торпеди з дальністю польоту понад 100 кілометрів і швидкістю до 700 кілометрів на годину, ці розробки так і не були запуснені в реальні конструкції.

Перші безпілотні літаки для розвідки в сучасному розумінні створені в США на основі керованих повітряних мішеней ВОР-3АА "Фаєрбі". Це призвело до розробки безпілотних літаків-розвідників, таких як АОР-34 у різних варіаціях та призначеннях, а також радіопротидійних літаків АОР-3А Н. Першими вони були використані під час війни у Кореї (1950-1953 роки). У період війни у В'єтнамі безпілотні літаки-розвідники використовувалися головним чином для аерофоторозвідки об'єктів на території країни, таких як населені пункти, позиції протиповітряної оборони, мости та інше[1].

За годину війни на Південно-Східній Азії безпілотні літаки використовували приблизно 3500 разів та здійснили до 80% усіх розвідувальних польотів з низьким рівнем втрат (близько 4% від збоїв системи протиповітряної оборони та 5% від технічних неполадок).

Інше покоління безпілотних літальних апаратів стали реальними та відповідали сучасним вимогам. Вони відрізнялися тим, що на них монтували портативні телекамери замість фотоапаратів. Ці апарати могли проводити роки патрулювання важливих територій та передавати зображення наземного контрольного пункту як загальну картину місцевості для моніторингу, так і більш детальні дані про конкретні об'єкти. Вони використовувалися для оптико-електронної розвідки, коригування вогню артилерії та захисту від системи протиповітряної оборони.

На початку 1980-х років на Угорщині були розроблені та прийняті на озброєння малорозмірні розвідувальні безпілотні літаки «Мастіф» та «Скаут». Їх використовували для пошуку морських мін, берегових протикорабельних ракет та позицій системи протиповітряної оборони[1].

У ході війни в Югославії вже гравці роль ключових засобів збору та верифікації інформації, зокрема у розвідці та коригуванні вогню.

Отже, розвиток безпілотних літальних апаратів дає можливість вирішувати різноманітні завдання, починаючи від розвідки та закінчуючи підтримкою бойових дій з використанням сучасних технологій.

2 АНАЛІЗ ВИКОРИСТОВУВАНИХ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ У ЗБРОЙНИХ СИЛАХ УКРАЇНИ

В Україні на момент з 2013 року стала необхідність масових комплексів безпілотних літальних апаратів різного призначення. На даний момент є підприємства, які проектують та будують безпілотну авіацію, такі як «Атлон Авіа», «DEVIRO», «Ukrspesystems», «Spaitech» та «Авіаційні системи України».

Безпілотна літальна система має бути компактним та автономним безпілотним літаком, який може бути керований безпілотно за умови виконання різноманітних завдань повітряної розвідки, патрулювання та картографування території з можливістю надання реального часу інформації.

Ця система включає в себе автоматизоване керування під увесь час польоту, що спрощує завдання оператора і дозволяє йому зосередитися на аналізі інформації, що надходить від безпілотника. Керування безпілотником здійснюється через цифровий шифрований радіоканал, що дає можливість зберігати дані телеметрії та відео в режимі реального часу. Розглянемо по одному з безпілотних літальних апаратів від вище зазначених компаній, по найбільшому випуску продукції та попиту на нього.

A-1CM «Фурія» (рис. 2.1) представлений компанією «Атлон Авіа», який було розроблений і виробляється з 2014 року. Даний комплекс у 2019 році пройшов повний цикл державних випробувань, й був прийнятий на озброєння збройних сил України. На даний момент випущено більше ніж 1000 комплексів[2].



Рисунок 2.1–Безпілотник А-1СМ «Фурія» від компанії «Атлон Авіа» [2]
Комплекс А-1СМ «Фурія» представлений з характеристиками (табл. 2.1) та перевагами:

- 15 хвилин розгортання з транспортного положення;
- автоматичний зліт та посадка;
- політ зі зміною маршруту під час місії;
- режим польоту в режимі тиші;
- зашифрований канал управління;
- автоматичне розпізнання цілі;
- керування корисним спорядженням;
- автоматичне повернення;
- інтегрована система управління артилерійським вогнем.

Таблиця 2.1– Характеристики А-1СМ «Фурія» [2]

Тип	літаюче крило
Розмах крил,мм	2000
Довжина	900
Силова установка	електродвигун
Радіус дії, км	50
Тривалість польоту, години	3
Швидкість, км/год	65
Протяжність маршруту, км	200
Протидія вітру, м/с	14
Вага, кг	5,5

«Rallus» (рис. 2.2) від компанії «DEVIRO» представлений комплекс відповідає європейським стандартам, а саме ISO9001:2015 , саме тому на

випуск продукції що становить 300 систем, є 6000 польотів. Компанія ретельну увагу приділила розробці, та включила у комплектацію систему протидії засобам подавлення зв'язку[3].



Рисунок 2.2–Безпілотник «Rallus» від компанії «DEVIRO» [3]

Комплекс «Rallus» має такі характеристики(табл. 2.2) та переваги:

- підміна географічний даних;
- підміна координат і висоти;
- супутникове управління;
- зміна маршруту у польоті;
- управління корисним навантаженням.

Таблиця 2.2–Характеристики «Rallus» [3]

Тип	літаюче крило
Розмах крил,мм	1600
Довжина	700
Силова установка	електродвигун
Радіус дії, км	100
Тривалість польоту, години	2
Швидкість, км/год	70
Протяжність маршруту, км	1,5
Протидія вітру, м/с	20
Вага, кг	5,5

«SHARK UAS» (рис. 2.3) від компанії «Ukrspesystems» представлений та позиціонується, як комплекс для широкого спектру завдань[4] .



Рисунок 2.3–Безпілотник «SHARK UAS» від компанії «Ukrspesystems» [4]

Комплекс «SHARK UAS» має такі характеристики(табл. 2.3) та перевагами:

- протидія засобам електронної боротьби;
- вбудований резервний акумулятор до 2х годин додатково;
- ідентифікація цілі;
- зміна маршруту у польоті;
- управління корисним навантаженням.

Таблиця 2.3–Характеристики «SHARK UAS» [4]

Тип	літаюче крило
Розмах крил,мм	1600
Довжина	700
Силова установка	електродвигун
Радіус дії, км	80
Тривалість польоту, години	4
Швидкість, км/год	70

Протяжність маршруту, км	300
Протидія вітру, м/с	20
Вага, кг	5,5

3 АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ ВАРІАНТІВ КАТАПУЛЬТ ДЛЯ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Системи катапультивання для безпілотних літальних апаратів є масовими компонентами, які забезпечують безпеку та функціональність цієї системи. Існує кілька різновидів систем катапультивання, і кожна з них має свої переваги та недоліки. Важливо обрати систему, яка відповідає конкретним потребам та характеристикам.

Аналіз деяких існуючих систем катапультивання для безпілотних літальних апаратів.

Існують кілька видів катапульти:

Гумова катапульта (рис. 3.1): цей вид катапульта використовує енергію, збережену у високо-еластичних шнурах або гумових стрічках для запуску БПЛА. такі катапульти включають металеву рейку під певним кутом, кант та лебідку для натягування шнура перед запуском. Після натягування шнура він відпускається для запуску БПЛА. Вони мають просту конструкцію, яка не потребує багатьох механічних або електричних компонентів, і раніше використовується для легких БПЛА.



Рисунок 3.1–Резинова катапульта [5]

Гідравлічна катапульта (рис. 3.2): ця катапульта використовує гідравлічний привод для створення потужності, необхідної для запуску безпілотного літального засобу. Вона включає циліндр із двома відділеннями, розділеними поршнем. Одне відділення містить стиснутий газ, а інше – гідравлічне масло. Гідравлічне масло передає енергію від газу до лебідки, яка рухає каретку з безпілотним літальним засобом, для прискорення його на стартовому моменті. Гідравлічні катапульти можуть генерувати високу швидкість запуску та уникнути пом'якшення початкового запуску для уникнення сильних перевантажень.



Рисунок 3.2–Гідравлічна катапульта [5]

Гідравлічні системи катапультивання мають переваги:

- висока ступінь точності та контроль над траєкторією;
- можливість використання для тяжких безпілотних літальних апаратів;
- можливість робити корекції під час запуску.

До недоліків можна віднести:

- вимагає гідравлічну систему та резервуар для рідини;
- тяжка конструкція та складність обслуговування;
- високі витрати на розробку та підтримку.

Пневматична катапульта (рис. 3.3): ця катапульта має вигляд як гідравлічна, але використовує стиснутий газ (зазвичай повітря) для створення необхідної потужності для запуску. Тиск газу в резервуарах використовується для випуску стиснутого газу через клапан, що прискорює каретку з безпілотним літальним апаратом. Ця система може регулювати силу запуску та підтримувати БПЛА різної маси.



Рисунок 3.3–Пневматична катапульта [5]

Пневматичні системи катапультивання мають переваги:

- простота конструкції;
- можливість повторного використання;

-висока ступінь надійності.

До недоліків можна віднести:

- може бути обмежена дальність;
- вимагає стиснутого повітря для роботи;
- обмежені можливості регулювання кута кидка.

Вибір систем катапультивання для конкретного безпілотного літального апарату завжди залежить від різних факторів, включаючи вагу безпілотного літального апарату, висоту та швидкість, яку потрібно досягти, обмеження бюджету та інші фактори безпеки та ефективності. Деякі системи можуть бути оптимальними для довгих дистанційних розвідок, тоді як інші підходять для використання на кораблях або у ближньому бою.

3.1 Існуючі системи катапультивання для безпілотних літальних апаратів

Сучасні безпілотні літальні апарати, стають все важливішими у військовому, комерційному та науковому світі. Їх різноманітні завдання включають розвідку, моніторинг, зв'язок та багато інших. Але, незалежно від їх призначення, ефективне запуск та управління це являє собою критичний аспект їх функціонування. Саме тому що системи катапультивання для безпілотних літальних апаратів дозволяють запускати їх у повітрі.

Аналіз запропонованих на ринку пускових установок показав наступне, що в Україні є невелика кількість компаній, які займаються розробкою систем для запуску безпілотних літальних апаратів, а саме компанія «Альбатрос». Її виробни набули популярності серед аграрних підприємств, лісних господарств, нафтогазових підприємств, охорони навколишнього довкілля, а також геології.

Пневматичний пусковий пристрій для запуску безпілотного літака

(рис. 3.4).



Рисунок 3.4–Катапульта від компанії «Альбатрос» [5]

Катапульта підійде для зльоту з обмежених майданчиків, а також великої кількості запусків з невеликим інтервалом. Робочий тиск до 10 атмосфер дозволяє запускати БПЛА вагою до 16.5 кг. Катапульта виконана складною та компактною при транспортуванні. Підготовка до використання займає не більше 13 хвилин із урахуванням часу заправки повітрям. Компресор для заправки йде в комплекті і може живитись від бортової батареї Літального апарату або акумулятора автомобіля.

Катапульта від компанії «Альбатрос» має такі характеристики (табл. 3.1), які можливо гнучко використовувати [5].

Таблиця 3.1–Характеристики катапульти від компанії «Альбатрос» [5]

Маса БПЛА, що запускається, кг	16,5
Розгінна швидкість БПЛА, км/год	60
Номінальний кут запуску БПЛА	15
Регулювання довжини стійок передньої опори, мм	100

Робочий тиск у пневмоциліндрі, бар	10
Максимальний тиск у пневмоциліндрі, бар	12
Температура експлуатації	-45 до +40
Габаритні розміри (Д *Ш * В), мм, не більше (у зібраному положенні)	2000x1000x800

Розглянемо системи запуску безпілотних літальних апаратів від ще одного Українського виробника «Ukrspesystems», який створив дві системи «Bungee SCL-2»(рис. 3.6) та «GLS-1A»(рис. 3.5).



Рисунок 3.5–Катапульта «GLS-1A» [6]

Пневматична катапульта пускова система GLS-1A призначена для запуску безпілотних літальних апаратів злітною масою до 40 кг зі швидкістю 17 м/с (61 км/год). У той же час швидкість запуску легшого ,безпілотний літальний апарат може бути більшою, до 20 м/с (72 км/год) характеристика представлена у табл. 3.1.2. Пневматична катапульта GLS-1A здатна запускати БПЛА за різних погодних умов і в діапазоні температур від -25° до +40°С[6].

Таблиця 3.2–Характеристики катапульти «GLS-1А» [6]

Маса БПЛА, що запускається, кг	40
Розгінна швидкість БПЛА, км/год	72
Номінальний кут запуску БПЛА	10-15
Регулювання довжини стійок передньої опори, мм	100
Робочий тиск у пневмоциліндрі, бар	10
Максимальний тиск у пневмоциліндрі, бар	12
Температура експлуатації	-25 до +40
Габаритні розміри (Д *Ш * В), мм, не більше (у зібраному положенні)	3000x1000x800

Система запуску БПЛА Bungee SCL-2 (Small Catapult Launcher) призначена для запуску безпілотних літальних апаратів злітною масою до 13 кг зі швидкістю 18 м/с (65 км/год). характеристика представлена у табл. 3.1.3[7].

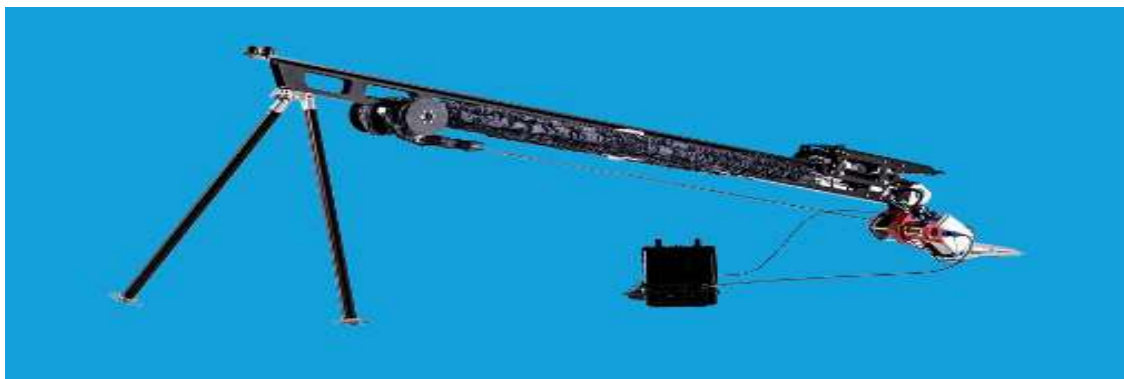


Рисунок 3.6–Катапульта «Bungee SCL-2» [7]

Таблиця 3.3–Характеристики катапульти «Bungee SCL-2» [7]

Маса БПЛА, що запускається, кг	13,5
Розгінна швидкість БПЛА, км/год	72
Номінальний кут запуску БПЛА	10-15

Регулювання довжини стійок передньої опори, мм	100
Тягова сила, кГс	420
Температура експлуатації	-15 до +55
Габаритні розміри (Д *Ш * В), мм, не більше (у зібраному положенні)	3170x120x107

3.2 Постановка завдання та аналіз даних для побудови конструкції запуску безпілотних літальних апаратів

Вибір системи катапультивання для конкретного безпілотного літального апарату залежить від його призначення, ваги, розміру та інших параметрів. Незалежно від вибору, існуючі системи катапультивання є групами компонентів, які допомагають досягти успішного запуску та функціонування безпілотних літальних апаратів.

Завдання безпілотних літальних апаратів виникає у тому, щоб бути вірними помічниками у різних сферах, включаючи військовий, комерційний та науковий сектори. Ці апарати можуть виконувати різноманітні завдання, включаючи розвідку, моніторинг, зв'язок, пошук та збереження, наукові дослідження, агрокультуру та багато інших. У всіх цих системах застосування катапультивання відіграють важливу роль.

Системи катапультивання можуть бути розроблені для виконання конкретних завдань та вимог. Наприклад, для військових добавок вимагаються висока швидкість і висота пуску, які забезпечуються піротехнічними або електромагнітними системами катапультивання. Вони зможуть швидко вивести апарати на потрібну висоту для виконання завдання розвідки чи атаки.

У комерційних застосуваннях, таких як агрокультура чи відео зйомка,

можна використовувати пневматичні системи катапультивання. Вони є надійними, простими у використанні та недорогими. Це дозволяє малим підприємствам та дослідникам використовувати безпілотні літальні апарати, для своїх потреб без значних витрат. Важливо зазначити що гідравлічні системи катапультивання забезпечують точний та контрольований запуск, що робить їх ідеальними для великих та важких безпілотних літальних апаратів. Вони можуть бути використані в наукових дослідженнях або для моніторингу важких промислових установ.

Важливо відзначити, що безпілотні літальні апарати здатні виконувати завдання у різних умовах і вимагають різні системи катапультивання. Також важливо забезпечити надійність та безпеку цих систем, оскільки вони впливають на результативність і можуть вплинути на громадянське населення та довкілля.

У підсумку існуючі системи катапультивання для безпілотних літальних апаратів виконують ключову роль у забезпеченні їх успішного функціонування та можуть бути адаптовані для різноманітних завдань та умов. Зі зростанням популярності безпілотна технологія продовжує розвиватися та вдосконалюватися для задоволення різних потреб та вимог.

Зробимо систему запуску на основі даних характеристик безпілотної літального засобу «Rallus» від компанії «DEVIRO», в основі якого закладено ідею з різноманітними характеристиками.

4 РОЗРОБКА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ КОНСТРУКЦІЇ КАТАПУЛЬТИ

Для запуску літальних апаратів застосовуються катапульти з приводами конструктивно-компонувальні схеми, яких містять різні джерела енергії, серед

яких присутні одноступеневі пневмоциліндри зі зворотними поліспадами або ножничними механізмами, багатоступінчасті пневматичні циліндри, а також приводи з інерційними накопичувачами енергії, тому розглянемо дві системи, перша з інерційним накопичувачем енергії, друга з механізмом поліспада, що генератором енергії у обох випадках будуть пневмоциліндри.

Катапульта з інерційним накопичувачем енергії до розкрученого маховика через фрикційну передачу приєднується барабан, який намотується канат переміщує безпілотний літальний апарат. Або до розкрученого маховика через фрикційну муфту приєднується замкнута канатна, ця система забезпечує переміщення каретки з безпілотним літальним апаратом.

Схема (рис. 4.1) інерційного приводу катапульти із замкненою канатною транспортною системою. Каретка може переміщатися напрямною за допомогою троса. Трос переміщається за рахунок взаємодії з канатоведучому шківом. Натяг троса здійснюється блоком штока пневмоциліндра. Сила натягу регулюється тиском стисненого повітря, що подається з ресивера пневмоциліндр через газовий редуктор. Застосування пневмоциліндра еквівалентно використанню пружини з нульовою жорсткістю. При обертанні шківів за годинниковою стрілкою зусилля гілки каната, що набігає на шків, залежить від натягу гілки, що збігає, і кута охоплення шківів канатом. Для створення необхідної сили, що наводить каретку в рух необхідно забезпечити обертання шківів з ковзанням на ньому каната. Джерелом енергії служить розкручений маховик. При включенні фрикційної муфти важелем канатоведучий шків починає обертатися зі швидкістю маховика. За рахунок прослизання каната на шківі створюється зусилля, що тягне каретку, під дією якого каретка переміщається.

При постійному зусиллі, що тягне, каретка переміщається рівно прискорено, і в кінці шляху направляючою матиме максимальну швидкість. Постійне тягове зусилля забезпечується постійним зусиллям натягу та умовою прослизання шківів щодо канат.

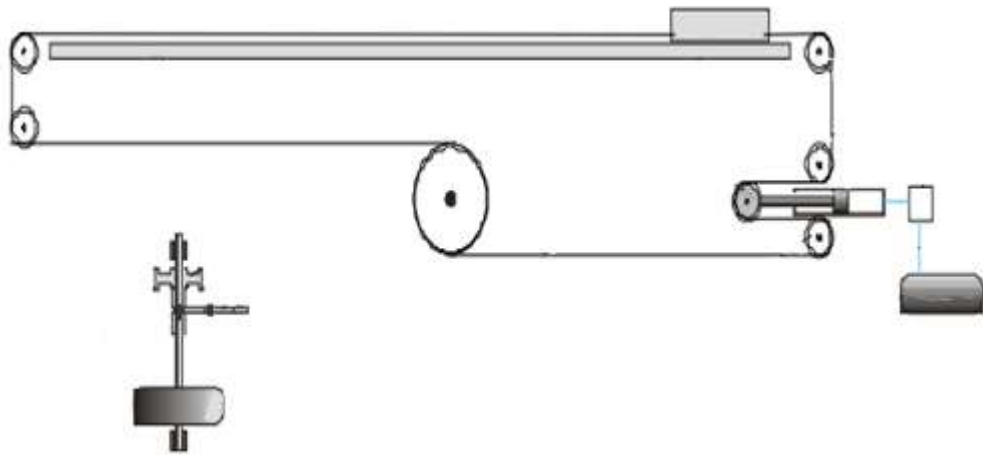


Рисунок 4.1–Кінематична система інерційної катапульти

Система (рис. 4.2) з поліспастами більш зручна в транспортуванні бо немає важких елементів таких як маховик або фрикційна муфта, за допомогою поліпаса можна його наділити конструкцію на приріст швидкості або сили.

У швидкісних можливо при додаванні зусилля до рухомий обоймі і підвішування вантажу до збігає канатному кінця.

Підіймання відбувається швидше за рахунок значного збільшення його висоти, це зумовило простий розрахунок - добуток ходу поршня силового приводу на кратність механізму.

А ось у силових вантаж кріпиться до рухомої обойми, а тягове зусилля прикладається до тросу з боку останнього блоку, який послідовно охоплена їм сила, яку необхідно прикладати для підйому розраховується, як частка від ділення ваги піднімається об'єкта на кратність поліспасти. Систему можна описати так по направляючій рухається каретка, тим самим поліпаст система представлена з блоків через котрі скорочується сила за допомогою пневмоциліндра, жорстке кріплення канату або тросу допомагає зрушити вантаж, а ось регулювання сили здійснює редуктор який регулює тиск ресівера.

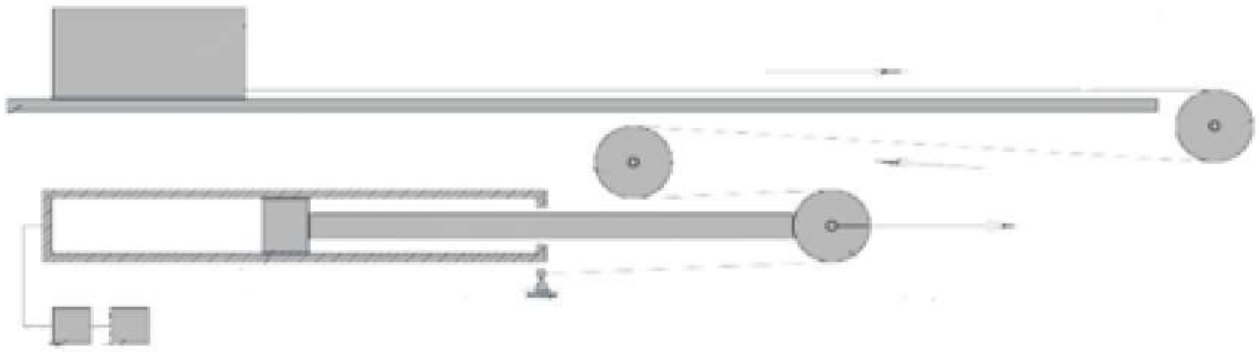


Рисунок 4.2– Кінематична система катапульти з поліпасом:

4.1 Розрахунок математичної моделі конструкції катапульти з інерційним приводом

Приєднання до обертового маховика з кутовою швидкістю ω_{max} та моментом інерції I_0 нерухомого приводу з моментом інерції I_p збільшує момент інерції системи, що обертається до $I_0 + I_p$ і знижує швидкість обертання до I_0 [8,9,10].

Баланс моментів інерції та кутових швидкостей маховика, що обертається, і приєднаного до нього приводу має вигляд

$$I_0 \frac{\omega_{max}^2}{2} = I_p \frac{\omega_0^2}{2} + I_0 \frac{\omega_0^2}{2}, \quad (4.1)$$

звідки кутова швидкість маховика з приєднаним приводом

$$\omega_0 = \left(\frac{I_0}{I_0 + I_p} \right)^{0.5} \cdot \omega_{max}, \quad (4.2)$$

4.2 Визначення параметрів катапульти з інерційним приводом

Відповідно до теореми про зміну кількості руху[8,9,10]

$$m \cdot V_{max} = R \cdot \Delta t \quad (4.3)$$

де: m -маса каретки з безпілотним літальним апаратом;

V_{max} -максимальна швидкість в кінці розгону;

R -сила яка діє на масу при розгоні.

Зміна кількості навантаження при русі маховика з приєднаним приводом

$$(I_p + I_0) \cdot (\omega_0 - \omega_{min}) = M \cdot \Delta t \quad (4.4)$$

де: M -момент на канатоведучого шківу;

Δt -інтервал часу.

Якщо, розділити вираз (4.4) й (4.3), то маємо

$$\frac{(I_p + I_0) \cdot (\omega_0 - \omega_{min})}{m \cdot V_{max}} = \frac{M}{R} \quad (4.5)$$

Ураховуючи що $M = R r$, то маємо

$$\frac{(I_p + I_0) \cdot (\omega_0 - \omega_{min})}{m \cdot V_{max}} = r \quad (4.6)$$

де: r -радіус канатоведучаго шківa, м;

Δt -інтервал часу.

Введемо коефіцієнт моменту інерції приводу $k_p = (I_p + I_0)/I_0$.
Позначивши зміни кутової швидкості маховика с приводом $\Delta\omega = \omega_0 - \omega_{min}$,
при розгоні каретки, то маємо

$$\Delta\omega = \frac{m \cdot r}{k_p \cdot I_0} V_{max} \quad (4.7)$$

Введемо параметр z , який буде зв'язувати масу каретки з безпілотним літальним апаратом й момент інерції маховика

$$z = \frac{m}{k_p \cdot I_0} \quad (4.8)$$

Тоді вираз(4.7) має вигляд

$$\Delta\omega(z) = z \cdot r \cdot V_{max} \quad (4.9)$$

Потрібен коефіцієнт мінімальної швидкості маховика з урахуванням проковзування, нехай це буде k , яке в свою чергу забезпечує каретку максимальній швидкості. Тоді значення мінімальної швидкості маховика при окінченні розгону каретки буде

$$\omega_{min} = k \cdot \frac{V_{max}}{r} \quad (4.10)$$

Ураховуючи що $\omega_0 = \Delta\omega + \omega_{min}$ й приймаємо до уваги вираз (4.2), то

маємо максимальну швидкість маховика.

$$\omega_{max} = \frac{\omega_0}{(1/k_p)^{0,5}} = \omega_0 \cdot (k_p)^{0,5} \quad (4.11)$$

4.3 Система з канатоведучим шківом

Рухома сила R на канатоведучому шківу визначається з умов допустимого навантаження, діючого на каретку з літальним апаратом[8,9,10,11,12].

$$R = m \cdot g \cdot n_{max} \quad (4.12)$$

де: m - вага каретки з безпілотним літальним апаратом;

g -прискорення вільного падіння;

n_{max} - максимальне перенавантаження, яке діє на каретку з безпілотним літальним апаратом.

Рухому силу R на шківу можливо визначити із закону Ейлера

$$R = R_1 \cdot e^{\varphi \cdot f} \quad (4.13)$$

де: R_1 -натяг канату зі шківа;

φ -кут обхвату канатом шківа;

f -коефіцієнт тертя каната об шків.

Необхідний кут обхвату канатом шківа може бути знайдений із (4.13)

$$\varphi = \frac{\ln(R/R_1)}{f} \quad (4.14)$$

Використавши запропонований підхід, розрахуємо параметри катапульти з інерційним приводом при даних:

-максимальна швидкість каретки з безпілотним літальним апаратом,
 $V_{max}=19,4$ м/с;

-маса каретки 0,5кг , маса безпілотного літального апарату 5,5кг;

-задана максимальна допустиме перенавантаження, $n_{max} = 5$;

-прискорення вільного падіння, $g=9,81$ м/с²;

-коефіцієнт збільшення моменту інерції маховика за рахунок приєднаних деталей, $k_p=1,1$;

-радіус канатоведучого шківа, $r=0,1$ м.

Визначаймо рухому силу на канатоведучому шківу

$$R = m \cdot g \cdot n_{max} = (5,5 + 0,5) \cdot 9,81 \cdot 5 = 294,3 \text{ Н} \quad (4.15)$$

Прискорення каретки з безпілотним літальним апаратом

$$a = g \cdot n_{max} = 9,81 \cdot 5 = 49,5 \frac{\text{М}}{\text{с}} \quad (4.16)$$

Довжина спрямовуючої при рівномірно прискореному русі

$$S = \frac{V_{max}^2}{2 \cdot a} = \frac{19,4^2}{2 \cdot 49,5} = \frac{376,36}{99} = 3,8 \text{ м} \quad (4.17)$$

Зміни діапазонна кутової швидкості $\Delta\omega(z)$ маховика в залежності від параметра z зображено на рис. 4.3



Рисунок 4.3—Зміна діапазону кутової швидкості $\Delta\omega(z)$ маховика в залежності від параметра z

Мінімальна швидкість маховика в кінці розгону каретки

$$\omega_{min} = \frac{k_p \cdot V_{max}}{r} = \frac{1,1 \cdot 19,4}{0,1} = 213,4 \frac{1}{c} \quad (4.18)$$

Кутова швидкість маховика з приєднаним приводом

$$\omega_0(z) = \Delta\omega(z) + \omega_{min} \quad (4.19)$$

Максимальна швидкість маховика в началі шляху розгону каретки

$$\omega_{max}(z) = \omega_0(z) \cdot k_p^{0,5} \quad (4.19)$$

Необхідне значення кутової швидкості маховика для отримання заданої швидкості каретки від параметра z зображено на рис. 4.4

Зробимо оцінку параметру приводу при $z = z_1 = 213,4$

Натяг канату із шківів $R_1 = 50 \text{ Н}$.

Натяг канату на шків $R = 294,3 \text{ Н}$.

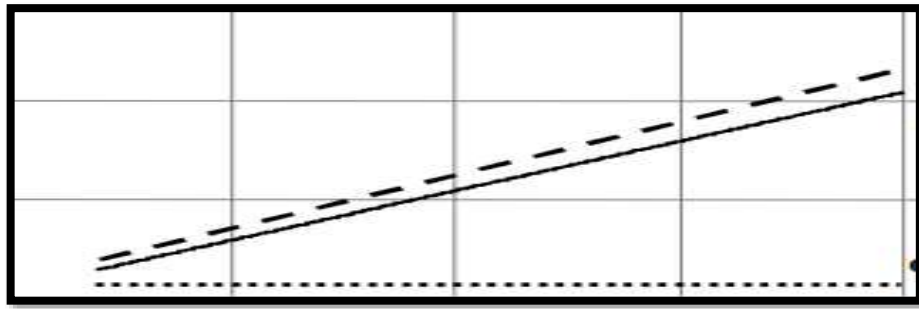


Рисунок 4.4–Потрібне значення кутових швидкостей маховика для заданої швидкості каретки від параметру z

Коефіцієнт тертя канату об шків $f = 0,15$. Кут обкопу шківа канатом, вирахований по формулі (14) й являє собою 11,8 рад чи 1,751 обороту каната на шківу. Заданий момент інерції маховика

$$I_0 = \frac{m}{k_p \cdot z_1} = \frac{6}{1,1 \cdot 213,4} = 0,026 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2} \quad (4.21)$$

Швидкість $V_r(x)$ каретки з безпілотним літальним апаратом по руху на катапульті із (4.17)

$$V_r(x) = (2 \cdot a \cdot x)^{0.5} = (2 \cdot 49.5 \cdot 3,8)^{0.5} = 19,39 \frac{\text{Н}}{\text{м/с}} \quad (4.22)$$



Рисунок 4.5–Зміна швидкості каретки від шляху x по направляючій

4.4 Розрахунок пневматичного повітряного циліндра

Для розрахунку необхідні данні, використаємо їх:

$F_{к1} = R$, $F_{к2} = R_1$ – корисне зусилля;

$S_{п}$ – хід поршня пневмоциліндра, мм;

L - довжина штока, мм;

T_1, T_2 - час переміщення поршня пневмоциліндра в прямому і зворотному напрямку, с;

M_1, M_2 – вага частин, що переміщує пневмопривод в прямому і зворотному напрямках, кг;

P - тиск в робочій порожнині пневмоциліндра, МПа;

p - тиск в частині з якої витісняється повітря.

Корисне зусилля яке необхідне:

- у робочому напрямку

$$F_{к1} = 294,3 \text{ Н};$$

- у зворотньому напрямку

$$F_{к2} = 50 \text{ Н}.$$

Шлях поршня пневмоциліндра (діапазон значень, що рекомендуються – 10 - 2 000 мм, до 100 мм - кратний 10 мм, до 500 мм - кратний 50 мм, більше 500 мм - кратний 100мм) з конструкторських міркувань вибираємо:

$$S_{п} = 600 \text{ мм}$$

Час переміщення поршня, рекомендуються від 0 до 0,3 с:

- у робочому напрямку

$$T_1 = 0,2 \text{ с};$$

- у зворотньому напрямку

$$T_2 = 0,1 \text{ с.}$$

Вага яка переміщується по каретці:

- у робочому напрямку

$$M_1 = 5,5 \text{ кг;}$$

- у зворотньому напрямку

$$M_2 = 0,5 \text{ кг.}$$

Тиск повітря:

- у робочій камері циліндра

$$P = 0,6 \text{ МПа;}$$

- у неробочій частині циліндра

$$p = 0,05 \text{ МПа.}$$



Рисунок 4.6–Схема пневмоциліндра:
прямого ходу; зворотного ходу

Розрахуємо діаметр штоку для передачі корисного зусилля з розрахунком стійкості штока під дією стискаючого зусилля, при русі поршня в прямому напрямку розрахунок ведуть з урахуванням стійкості штока під дією стискаючого зусилля. Критичне зусилля, яке здатне сприйняти шток без втрати стійкості, становить

$$P = \frac{\pi^3 \cdot E \cdot d^4}{256 \cdot S_{\Pi}^2} \quad (4.23)$$

де: E – модуль пружності;

d – діаметр штоку, м;

S_{Π} – довжина ходу поршня, м.

Вирішимо вираз (1) де знаходимо :

$$d = \sqrt[4]{\frac{256 \cdot P \cdot S_{\Pi}^2}{\pi^3 \cdot E}} \quad (4.24)$$

Шток повинен мати запас стійкості k_1 від 1,5 до 2,5. Приймаю 2.

Тоді, остаточний діаметр штока для передачі зусилля.

$$\begin{aligned} d_1 &= \sqrt[4]{\frac{2 \cdot 256 \cdot F_{k1} \cdot S_{\Pi}^2}{\pi^3 \cdot E}} = \\ &= \sqrt[4]{\frac{2 \cdot 256 \cdot 294,3 \cdot 0,6^2}{3,14^3 \cdot (2,1 \cdot 10^{11})}} = \sqrt[4]{\frac{54245,376}{6,58 \cdot 10^{11}}} = 0,01694 \text{ м} \end{aligned} \quad (4.25)$$

При руху поршня у зворотньому напрямку, то розрахунок ведуть з урахуванням допустимих напружень на розтягнення під дією корисного зусилля у зворотньому напрямку:

$$\begin{aligned} d_2 &= 2 \cdot \sqrt{\frac{1,05 \cdot F_{k2}}{\pi \cdot [\sigma]}} = 2 \cdot \sqrt{\frac{1,05 \cdot 50}{3,14 \cdot (1,6 \cdot 10^8)}} = \\ &= 2 \cdot 0,0003231 = 0,0006462 \text{ м} \end{aligned} \quad (4.26)$$

де: 1,05 – коефіцієнт запасу, що враховує додаткове навантаження на шток
зрахунок тертя в місці контакту поршня з циліндром;

$[\sigma] = 1,6 \cdot 10^8$ Па – допустиме напруження на розтяг.

Наступний крок, це вибір більшого діаметру й округляємо у більшу сторону.

$$d_1 = 17 \text{ мм.}$$

Визначаємо довжину штоку, L .

$$L = \frac{S_{\pi} \cdot k_1}{k_2 - 1} + I_{\text{д}} = \frac{600 \cdot 2}{2 - 1} + 150 = 1350 \text{ мм} \quad (4.27)$$

Приймаю довжину штоку кратну 50. Тому, $L = 1500$.

Визначаємо розрахунковий внутрішній діаметр пневмоциліндра (поршня).

$$D = 2 \sqrt{\frac{1}{0.99 \cdot \pi \cdot P} \left(F_{\text{к1}} + k_1 \cdot \frac{1}{0.94} \left(F_{\text{к2}} + \frac{2 \cdot S_{\pi}}{T_2^2} \cdot M_2 \right) + \frac{2 \cdot S_{\pi}}{T_1^2} \cdot M_1 \right)} =$$

$$= 2 \sqrt{\frac{1}{0.99 \cdot 3.14 \cdot (0.6 \cdot 10^6)} \left(294.3 + 2 \cdot \frac{1}{0.94} \left(50 + \frac{2 \cdot 600}{0.1^2} \cdot 0.5 \right) + \frac{2 \cdot 600}{0.2^2} \cdot 5.5 \right)} = 0,08 \text{ м} \quad (4.28)$$

Приймаю внутрішній діаметр 100 мм.

$$D=100 \text{ мм.}$$

Визначимо зовнішній діаметр пневмоциліндра

$$D_3 = D \left[1 + K \left(\sqrt{\frac{[\sigma] + 1,3P(1 - 2\mu)}{[\sigma] - 1,3P(1 + 2\mu)}} - 1 \right) \right] =$$

$$= 100 \left[1 + 3 \left(\sqrt{\frac{(0,8 \cdot 10^8) + 1,3 \cdot 0,6 \cdot 10^6(1 - 2 \cdot 0,29)}{(0,8 \cdot 10^8) - 1,3 \cdot 0,6 \cdot 10^6(1 + 2 \cdot 0,29)}} - 1 \right) \right] = 103 \text{ мм} \quad (4.29)$$

де: K - коефіцієнт запасу міцності, від 3 до 5;

μ - коефіцієнт поперечної деформації (коефіцієнт Пуассона), для сталі $\mu = 0,29$;

$[\sigma]$ - допустиме напруження на розтяг, для сталі $[\sigma] = (0,8 \dots 1) \cdot 10^8$ Па.

Розрахуймо жорсткість пружини, яка повертає поршень

$$G = \frac{F_{п1} \cdot (k_1 - 1)}{S} = \frac{90 \cdot (2 - 1)}{0,6} = 150 \frac{\text{Н}}{\text{м}} \quad (4.30)$$

$$F_{п1} = \frac{1}{0,94} \left(F_{к2} + \frac{2S}{T_2^2} \right) \cdot M_2 = \frac{1}{0,94} \left(50 + \frac{2 \cdot 0,6}{0,1^2} \right) \cdot 0,5 = 90 \text{ Н} \quad (4.31)$$

Визначимо довжину пружини у вільному стані

$$L_{CB} = L_{max} + \delta_{min} \quad (4.32)$$

де: δ_{min} - мінімальна деформація пружини в кінці зворотного ходу поршня.

$$\delta_{min} = \frac{S}{k_1 - 1} \quad (4.33)$$

$$L_{max} = \frac{S \cdot k_2}{k_2 - 1} \quad (4.34)$$

де: значення коефіцієнта k_2 знаходиться в межах 1,5–3. Вибираємо 2.

З формул (4.32), (4.33) отримуємо:

$$L_{CB} = S \left(\frac{k_2}{k_2 - 1} + \frac{1}{k_1 - 1} \right) = 600 \left(\frac{2}{2 - 1} + \frac{1}{2 - 1} \right) = 1800 \text{ мм.} \quad (4.35)$$

Швидкість руху поршня залежить від обсягу потоку, що подається. Припустимо, що циліндр з площею (А) переміщується на відстань (l), для нього потрібен об'єм (V) газу:

$$V = A \cdot l = 0,00785 \cdot 0,6 = 0,00471 \text{ м}^3 \quad (4.36)$$

де: А й l дорівнюють:

$$A = \frac{\pi D^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 100^2}{4} = 7850 \text{ мм}^2 = 78,5 \text{ см}^2 = 0,00785 \text{ м}^2 \quad (4.37)$$

$$l = S = 0,6 \text{ м} \quad (4.38)$$

Найдемо швидкість руху поршня $V_{\text{п}}$, який рухається на відстань d за час t:

$$V_{\text{п}} = \frac{l}{T_1} = \frac{0,6}{0,2} = 3 \frac{\text{м}}{\text{с}} \quad (4.39)$$

Таким чином отримали, розрахункові данні для побудови моделі катапульти для безпілотного літального апарату. Методика кінематичної системи з інерційним приводом більш легша по розрахункам але складна у реалізації, на відміну від системи поліспаств, бо за задумом реалізації та проектного заложення у розробку й побудову конструкції вкладається надійність, довговічність, простота використання. За даними з обох систем можливо сказати, що більш зручною у побудові ми маємо систему поліспаств,

тому що вона менш габаритна, проста в обслуговуванні та реалізації.

4.5 Розрахунок системи поліспаг

Вибрана нами система швидка у модернізації на більшу або меншу вагу безпілота разом з кареткою. Пропонується модернізація за допомогою додавання або віднімання блоків поліспаг. Розрахуємо систему на два та чотири блоки. Розпочнемо розрахунок зі знаходження корисної дії блоків. Корисна дія залежить на пряму від матеріалу блоків.

Визначимо параметр сил діючих на блок (рис. 4.7).

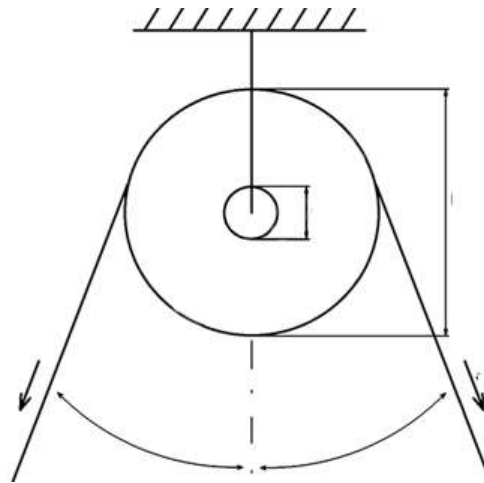


Рисунок 4.7-Схема блоку

Із використань які були реалізовані в практиці, що кутом відхилення можна знехтувати, тоді у розрахунках мінус цього числа ми приймаємо за одиницю.

Для блоку рівняння моменту сил виглядає

$$S_C \cdot R = S_H \cdot R + q \cdot S_H \cdot R + N \cdot f \cdot d/2 \quad (4.40)$$

де: S_C -тягове зусилля механізму, Н;

S_H -діюче навантаження, Н;

R -радіус блоку, мм;

d -діаметр втулки, мм;

q -жорсткість троса;

N -навантаження на вісь;

f -сила тертя.

Оскільки показник жорсткості троса малий, можна знехтувати його використанням у порівнянні з тертям вісі, то

$$S_C \cdot R = S_H \cdot R + N \cdot f \cdot d/2 \quad (4.41)$$

де: S_C -тягове зусилля механізму, Н;

S_H -діюче навантаження, Н;

R -радіус блоку, мм;

d -діаметр втулки, мм;

N -навантаження на вісь;

f -сила тертя.

Находимо навантаження на вісь, яка визначається різницею в навантаженні на трос з різних сторін блоку

$$N = 2 \cdot S_H \cdot R \cdot \cos(\alpha) \quad (4.42)$$

де: S_H -діюче навантаження, Н;

R -радіус блоку, мм;

f -сила тертя;

α -кут відкхилу.

Оскільки ми не беремо до уваги кути, то

$$N = 2 \cdot S_H \cdot R \quad (4.42)$$

де: S_H -діюче навантаження, Н;

R -радіус блоку, мм.

Із формул (4.38),(4.39),(4.40),(4.41),(4.42) маємо

$$\eta_{\Pi} = \frac{S_H}{S_C} = \frac{1}{1 + 2 \cdot f \cdot \frac{d}{D}} \quad (4.43)$$

де: S_C -тягове зусилля механізму, Н;

S_H -діюче навантаження, Н;

α -кут відкхилу;

D -діаметр блоку, мм;

d -діаметр втулки, мм;

f -сила тертя.

Тягове зусилля, це сила яка знадобиться для переміщення вантажу. Узявши до уваги показники геометрії катапульти можемо розрахувати як систему нерівнобедреного трикутника (рис. 4.8).

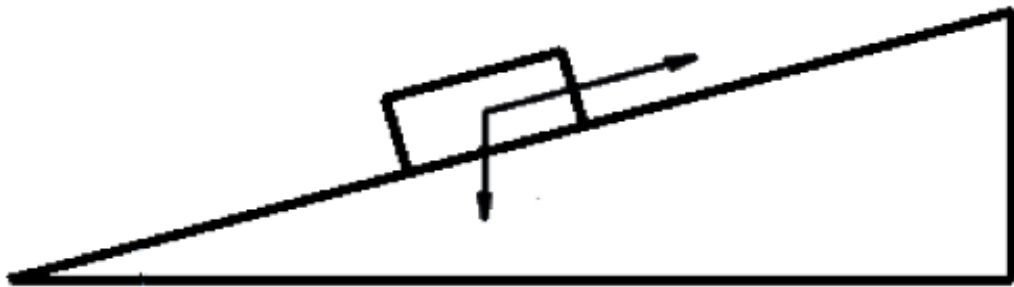


Рисунок 4.8-Система нерівнобедреного трикутника

Нехай з системи нам відомі данні кут нахилу дорівнює 15° , маса каретки з безпілотником дорівнює 5,5 кілограмів, відстань АС рівняється двома

метрами. Приймаємо, L це довжина AC , h довжина відрізка BC .

$$S_H = \frac{m \cdot g \cdot h}{L} = \frac{5,5 \cdot 9,8 \cdot 0,52}{2} = 14 \text{ Н} \quad (4.44)$$

де: m - маса, кг;

L -довжина,м;

g -сила гравітації, Н;

h -висота, м.

Знайдемо висоту h

$$h = BC = 200 \cdot \sin 15^\circ = 51,78 \text{ см} \quad (4.45)$$

Використаємо ліву частину формули (4.42) та окремо праву з заданням геометричних показників блоку. Виберемо коефіцієнт який наближається до одиниці або дорівнює одиниці.

$$\eta_{\Pi} = \frac{S_H}{S_C} = \frac{14}{294} = 0,047 \quad (4.46)$$

Геометричні показники боку: діаметр втулки 20мм, діаметр блоку 50мм, сила тертя 0.2 для сталі,

$$\eta_{\Pi} = \frac{1}{1 + 2 \cdot 0,2 \cdot \frac{20}{50}} = 0,99 = 1 \quad (4.47)$$

Вибираємо коефіцієнт корисної дії за одиницю.

Запасування поліспасти, за допомогою якого можливо змінити

місцезнаходження шківів й відстань. Ми візьмемо до уваги що конструкція повинна бути не складною для пасування, тому пропонується узяти схему запасування як буде складатись з одного блоку який складається з двох шківів, та з чотирьох. Враховуємо що шківів в системі встановлені послідовно, її можна використовувати в обидва боки, тож розрахуємо.

Розрахуємо для діючого зусилля, тобто для вантажу першого та послідуєчих блоків

$$F_{H16} = \frac{S_H}{\eta_{\Pi}} = \frac{14}{1} = 14 \text{ Н} \quad (4.48)$$

де: η_{Π} -коефіцієнт корисної дії одного ролика;

S_H -діюче навантаження,Н;

1-кількість блоків.

$$F_{H26} = \frac{S_H}{2 \cdot \eta_{\Pi}} = \frac{14}{2 \cdot 1} = 7 \text{ Н} \quad (4.49)$$

де: η_{Π} -коефіцієнт корисної дії одного ролика;

S_H -діюче навантаження,Н;

2-кількість блоків.

$$F_{H36} = \frac{S_H}{3 \cdot \eta_{\Pi}} = \frac{14}{3 \cdot 1} = 4,7 \text{ Н} \quad (4.50)$$

де: η_{Π} -коефіцієнт корисної дії одного ролика;

S_H -діюче навантаження,Н;

3-кількість блоків.

$$F_{H46} = \frac{S_H}{4 \cdot \eta_{\Pi}} = \frac{14}{4 \cdot 1} = 3,5 \text{ Н} \quad (4.51)$$

де: η_{Π} -коефіцієнт корисної дії одного ролика;

S_H -діюче навантаження,Н;

4-кількість блоків.

Отже, ми бачимо кратність зменшення сили вантажу. Тоді кратність прикладеної сили, яку у нас забезпечує пневмоциліндр, можливо описати так, що із теоретичної механіки нам відомо, що сила прикладена плече рівняється моментом, й якщо момент однаковий то сила остається не змінною.

За отриманими даними, ми отримали таку схему (рис. 4.8) векторів.

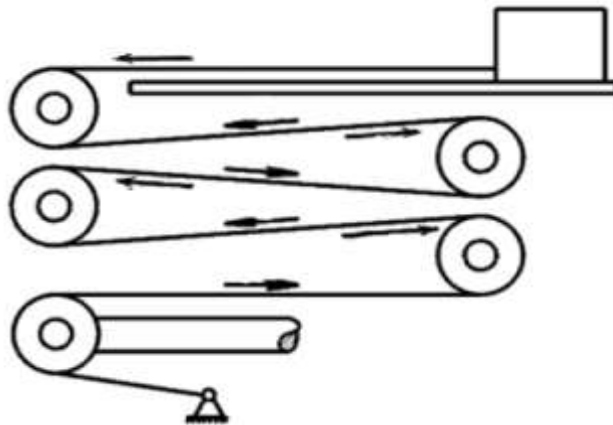


Рисунок 4.8-Схема векторів з чотирьох роликів

Розрахуємо для навантаження на кожен блок, тобто для вантажу першого та другого блоку оскільки скорочення ми бачимо суттєве скорочення ваги каретки з безпілотником, то й вибираємо систему з двома блоками .

За отриманими даними, ми отримали таку схему (рис. 4.9) векторів.

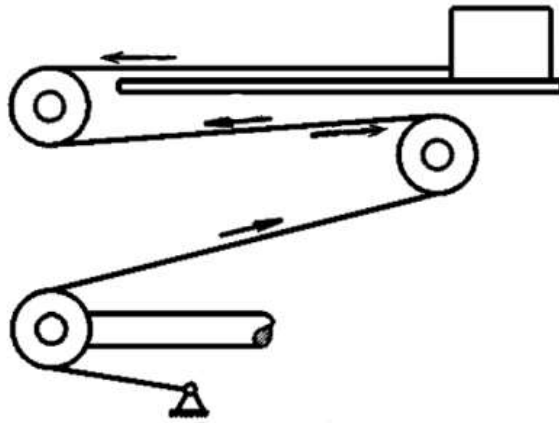


Рисунок 4.9-Схема векторів з двох роликів

$$F_{C_{16}} = S_C - F_{H_{16}} = 294 - 14 = 280 \text{ Н} \quad (4.52)$$

де: S_C -тягове зусилля механізму, Н;

$F_{H_{16}}$ -сила вантажу, Н.

$$F_{C_{26}} = S_C - F_{H_{16}} = 294 - 7 = 287 \text{ Н} \quad (4.53)$$

Отже, ми можемо зробити висновок що сили при використанні двох блоків вистачить для запуску безпілотного літального апарату з урахуванням ваги каретки, без зменшення швидкості.

5 МОДЕЛЮВАННЯ ТА РОЗРАХУНОК КОРПУСУ ДЛЯ КАТАПУЛЬТИ

Для моделювання конструкції та розрахунків побудуємо трьох вимірну модель елементів у програмному забезпеченні SOLIDWORKS. Щоб побудувати модель у трьох вимірному просторі нам потрібно скласти вимоги до кожного елементу конструкції. При складанні вимог головними критеріями є простота у виготовленні елементів конструкції, надійність елементів конструкції при експлуатації. Після моделювання складемо задачу у програмному забезпеченні SOLIDWORKS по навантаженню системи із розрахункових даних.

5.1 Конструктивні особливості корпусу

Корпус катапульти представляє собою конструкцію яка витримує навантаження роликів при русі каретки котра діє три секунди оскільки такий час знадобиться пневмоциліндра для ходу поршня.

Основною вимогою до є витривалість конструкції до навантаження, яке не повинно перевищувати розрахункове, але ми змінимо умову що навантаження становить 300Н, на кожен штифт ролика. Визначимось в габаритах, що ширина 5 сантиметрів, висота не більше 277 сантиметрів, довжина 2000 сантиметрів, товщина сталі 2 міліметр, з конструкторських міркувань. Для корпусу та стартової площадки, використаємо AISI1045.

Корпус слугує для направлення каретки по шляху переміщення, з статичного випробування він має надійність при навантаженнях. Складається корпус з двох бокових стінок, планки.

Матеріалом слугує AISI1045 у яких хімічний склад (табл. 5.1.1), та

механічні властивості (табл. 5.1.2).

Таблиця 5.1– Хімічний склад AISI1045

C	Mn	Si	Cr	Ni	S	P
≤0,4	0,3	≤0,8	0,035	0,30	≤0,0035	≤0,003

Таблиця 5.2– Механічні властивості AISI1045

σ_B , МПа	σ_T , МПа	δ , %	ψ , %
520	280	30	55

5.2 Перевірка надійності корпусу

Для симуляції переходимо в вкладку додання та виберемо SOLIDWORKS Simulation, створимо нове випробування.

Задаємо параметри навантаження за допомогою пункту меню зовнішнє навантаження, із розрахунків накладаємо навантаження.

Використовуємо пункт меню сітка та переміщаємо повзунок до більш дрібної, натиснемо запустити випробування .

Програма провела випробування, якщо параметр запасу міцності не відображається то, в дереві випробувань окремо вибираємо запас міцності, після чого з'являється еюра градацій, та наш результат що мінімальний коефіцієнт запасу міцності конструкції становить двадцять дев'ять

Отримані данні з розрахунків корпусу у програмному забезпеченні SOLSDWORKS (додаток А) можливо вивести у табличному форматі, за допомогою функції звіт. У табличному форматі нам доступні данні такі, як: інформація о моделі , властивості дослідження , одиниці дослідження , властивості матеріалу, навантаження, кріплення, інформація сітки, інформація

о деталізації сітки, результуючі сили, результат дослідження. До результатів дослідження входять вихідні данні: пружного стану , переміщення з наглядною моделлю , деформації з наглядною моделлю, запас міцності .

Отже, за складенням і вирішенням задачі для корпусу в програмному забезпеченні SOLIDWORKS, ми маємо цілком працездатну конструкцію. У котрої запас міцності при навантаженні більший ніж очікувалось, з визначеним матеріалом. Тому пропонується зробити технологічний процес зварювання, для конструкції корпусу.

Каретка катапульти представляє собою конструкцію яка рухається по направляючому майданчику сила руху каретки діє лише три секунди оскільки такий час знадобиться пневмоциліндру для ходу поршня й вона жорстко не зафіксована то, зверху на каретку діє тільки вага безпілотнока. Основною вимогою до каретки є вага, яка не повинна перевищувати п'ятсот грамів. Визначимось в габаритах, що ширина каретки повинна бути 4,8 сантиметра, висота 10 сантиметрів, довжина 10 сантиметрів, товщина сталі 1 міліметр.

Конструкція має складатися з двох частин, для різного використання конструкції або моделі безпілотноків, того у різних конструкцій різні геометричні форми для зачеплення з кареткою. Пропонуємо не міняти каретку, а зробити каретку з двох частин, що дозволить при зміні конструкції безпілотнока або моделі, зняти верхню частину каретки та замінити.

Для зчеплення каретки з безпілотноком пропонується зробити 3D сканування, й по відсканованим геометричним даним надрукувати на 3D принтері деталь яка має кріпитися до верхньої частини каретки.

Для симуляції каретки переходимо в вкладку додання та виберемо SOLIDWORKS Simulation, створимо нове випробування.

У табличному форматі (додаток Б) з конструкції каретки нам доступні данні такі, як: інформація о моделі, властивості дослідження, одиниці дослідження, властивості матеріалу , навантаження, кріплення, данні контакту, інформація сітки, інформація о деталізації сітки, результуючі сили, результат

дослідження. До результуючих сил відносяться сили реакції, момент реакції, сили вільних тіл, момент вільних тіл.

Отже за складенням і вирішенням задачі для каретки в програмному забезпеченні SOLIDWORKS, ми маємо цілком працездатну конструкцію. У котрих запас міцності при навантаженні більший ніж очікувалось, з визначеним матеріалом. Тому пропонується зробити технологічний процес зварювання, для конструкції, без якої не можливий запуск безпілотного літального апарату навіть при умові справності усіх вузлів, а саме резервуарів для накопичення повітря та транспортного резервуару. Резервуар для накопичення повітря виконує функції транспортування на значні відстані. Резервуар перепускний виконує функції передачі повітря у пневмоцеліндр з резервуару накопичення. Шлях повітряної системи можливо описати так повітря з транспортного резервуару за допомогою газового редуктора подається повітря у перепускний резервуар, подача з редуктора припиняється за досягненні тиску 1,2МПа, відкривши кран розташований після накопичувача повітря, саме повітря надходить до пневмоцеліндра.

Оскільки корпус пневмоцеліндру розрахований на перенавантаження у п'ять разів, а конструкторська надійність у два рази, то приймаємо габарити розміри пневмоцеліндра й перепускного резервуару однакові. Для транспортного резервуару приймаємо габаритні розміри у два рази більші по довжині, та чотири по висоті за перепускний резервуар та збільшимо стінку у два рази, це дозволить використовувати пневмоцеліндр до п'ятнадцяти разів, а робочий тиск резервуару накопичення становить 10 МПа. Приймаємо для виготовлення резервуарів сталь AISI 1045.

6 ТЕХНОЛОГІЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ЕЛЕМЕНТІВ СИСТЕМИ ТА КОНСТРУКЦІЇ

Для корпусу технологія починається визначень логічності операції, складання технологічного процесу.

Технологічно визначимо логічність операцій для корпусу, як:

- виготовлення стінок та планки;
- збирання та зварювання планки до стінок та;
- контроль.

Технологічний процес виготовлення корпусу утворює такі операції, як:

- заготовчі операції;
- обробні операції;
- складальні операції;
- зварні операції;
- операція контролю якості.

Заготовка виробляється з листового прокату сталі AISI1045, товщина два міліметри, ширина два метри довжина чотири метри.

Різання виконується плазмовому різачу з ЧПУ, STYLECNC STP1530.

Після різання очистити від бруду. Покласти в кондуктор та зафіксувати, зварювання виконувати напівавтоматичним зварюванням.

Зварювання виконується дротом зварним ER70-S6 з використанням середі захисного газу, напівавтоматом. Після зварювання перевірити як візуально та відправити на контроль якості.

Для контролю використовуються візуальний. Візуально визначають відхилення або дефекти які видно.

Ультразвуковий метод перевірки використовуємо оскільки за допомогою кутових голівок ми можемо перевірити якість зварного з'єднання.

Різання виконуємо на плазмовому різачу з ЧПУ, STYLECNC STP1530,

характеристики різання (табл. 6.1) [13][12].

Таблиця 6.1– Характеристики STYLECNC STP1530

Швидкість різання, м/хв	2
Струм, А	250
Напруга, В	50
Тиск повітря, МПа	15

Зварювання виконуємо дротом ER70-S6 характеристики дроту представлені у табл. 6.2.2. Для зварювання використовується напівавтомат RATON EuroMIG на характеристиках зварювання представлених у табл. 7.2.2

Таблиця 6.2–Характеристика зварювання

Катет шва, мм	1
Проходів	1
Струм, А	120
Напруга, В	20
Швидкість подачі, м/год	16
Витрата захисного газу, л/хв	12
Виліт дроту, мм	14

Для перепускного резервуару технологія починається визначень логічності операції, складання технологічного процесу.

Визначимо логічність операцій перепускного резервуару, як:

- виготовлення обичайки;
- збирання та зварювання обичайки з боковою стінкою;
- контроль.

Технологічний процес виготовлення утворює такі операції, як:

- заготовчі операції;
- обробні операції;
- складальні операції;
- зварні операції;
- операція контролю якості.

Заготовка виробляється із труби з сталі AISI1045, товщина стінки шість міліметрів, ширина заготовки шістсот міліметрів.

Виготовлення заготовки здійснюється різанням, труби у нас на метало пильному станку.

Збирання та зварювання. Після різання очистити заусениці з кожного боку. Покласти в кондуктор та зафіксувати, зварювання виконувати на прихопках. Коли обичайка прихоплена то перекладаємо її на стенд для зварювання з автоматом А-1416. Зварювання виконується дротом зварним ER70-S6 з використанням флюсу. Після зварювання перевірити як візуально та відправити на контроль якості.

Для контролю використовуються візуальний та на герметичність. Візуально визначають відхилення або дефекти які видно, а ось герметичність вакуумно-пузирковим методом.

Різання виконуємо на стрічковій пилі BMS-150K-400-50, на характеристиках (табл. 6.3).

Таблиця 6.3– Характеристики стрічкової пили BMS-150K-400-50

Регулювання опускання	Гідроциліндр
Механізм опускання голови	Маятникова
Подача заготовки	Ручна
Різ під кутом	90°
Довжина пильного полотна, мм	1638

Товщина пильного полотна, мм	0.65
Напруга, В	400
Вага, кг	109

Зварювання виконуємо дротом ER70-S6 характеристики дроту представлені у табл. 6.4.

Таблиця 6.4– Характеристики дроту ER70-S6

Діаметр дроту, мм	1,2
Товщина мідного покриття, мм	0.1
Тимчасовий опір розриву, МПа	1323

Для зварювання використовується автоматом А-1416 на характеристиках зварювання представлених у табл. 6.5 [13][12].

Таблиця 6.5– Характеристика зварювання

Катет шва, мм	2
Прохідів	3
Струм, А	120
Напруга, В	20
Швидкість подачі, м/год	16
Витрата захисного газу, л/хв	12
Виліт дроту, мм	14

Для транспортного резервуару технологія починається визначень логічності операції, складання технологічного процесу.

Визначимо логічність операцій перепускного резервуару, як:

-виготовлення обичайки;

-збирання та зварювання обичайки з боковими стінками;

- збирання та зварювання;
- контроль.

Технологічний процес виготовлення утворює такі операції, як:

- заготовчі операції та обробні;
- складальні операції;
- зварні операції;
- операція контролю якості.

Заготовка виробляється із листової сталі AISI1045, товщина стінки шість міліметрів, ширина заготовки тисячу двісті міліметрів. Розмітку проводимо камерним методом. Виготовлення заготовки здійснюється гідравлічними ножицями.

Після рубки очистити заусениці з кожного боку. Вальцювання проводимо на прокатній після чого кладемо в кондуктор за допомогою крану, вирівнюємо торці фіксуємо, зварювання виконувати на прихопках. Коли обичайка прихоплена то перекладаємо її.

Зварювання виконується дротом зварним ER70-S6 з використанням флюсу ОСЦ-45. Після зварювання перевірити як візуально та відправити на контроль якості. Для контролю використовуються візуальний та на герметичність. Візуально визначають відхилення або дефекти які видно, а ось герметичність вакуумно-пузирковим методом.

Зварювання виконуємо дротом ER70-S6 характеристики дроту представлені у табл. 6.6 . Для зварювання використовується автоматом А-1416 на характеристиках зварювання представлених у табл. 6.7 [13][12].

Таблиця 6.6 – Характеристики дроту ER70-S6

Діаметр дроту, мм	2
Товщина мідного покриття, мм	0.1
Тимчасовий опір розриву, МПа	1323

Для зварювання використовується автоматом А-1416 на характеристиках зварювання представлених у табл. 6.7 [13][12].

Таблиця 6.7 – Характеристика зварювання

Катет шва, мм	4
Проходів	3
Струм, А	400
Напруга, В	32
Швидкість подачі, м/год	53
Виліт дроту, мм	14

Для каретки технологія починається визначень логічності операції, складання технологічного процесу.

Визначимо логічність операцій перепускного резервуару, як:

- виготовлення ребр жорсткості та верхньої і нижньої полиць;
- збирання та зварювання ребр до полиць;
- контроль.

Технологічний процес виготовлення утворює такі операції, як:

- заготовчі операції;
- обробні операції;
- складальні операції;
- зварні операції;
- операція контролю якості.

Заготовка виробляється з листового прокату сталі AISI1020, товщина один міліметр, ширина два метри довжина чотири метри. Різання виконується плазмовому різачу з ЧПУ, STYLECNC STP1530. Вирізається контур. Після різання очистити від бруду. Покласти в кондуктор та зафіксувати, зварювання

виконувати напівавтоматичним зварюванням.

Зварювання виконується дротом зварним ER70-S6 з використанням середнього захисного газу, напівавтоматом.

Після зварювання перевірити як візуально так і відправити на контроль якості. Для контролю використовуються візуальний. Візуально визначають відхилення або дефекти, які видно. Ультразвуковий метод перевірки.

Різнання виконуємо на плазмовому різачу з використанням ЧПУ, STYLECNC STP1530, характеристики різання (табл. 6.7).

Таблиця 6.7– Характеристики STYLECNC STP1530

Швидкість різання, м/хв	2
Струм, А	180
Напруга, В	50
Тиск повітря, МПа	15

Зварювання виконуємо дротом ER70-S6 характеристики дроту представлені у табл. 6.8. Для зварювання використовується напівавтомат RATON EuroMIG на характеристиках зварювання представлених як для корпусу.

Таблиця 6.8–Характеристика зварювання

Катет шва, мм	1
Проходів	1
Струм, А	120
Напруга, В	20
Швидкість подачі, м/год	16
Витрата захисного газу, л/хв	12

Виліт дроту, мм	14
-----------------	----

7 ОХОРОНА ПРАЦІ

Техніка безпеки при зварювальних роботах. Корпус будь-якого зварювального апарату повинен бути заземлений. Струмopрoвідні частини зварювального кола повинні бути ізольовані по всій довжині і захищені від механічних пошкоджень.

Окремі елементи зварювального кільця мають з'єднання зварювальних кабелів зростаючої довжини, які необхідно з'єднувати через роз'ємні муфти. Неможна приєднувати паяльні кільця з котушками до оголених кабелів. Силовий кабель зварювального контуру повинен бути ізольований і захищений від механічних пошкоджень по всій довжині.

Якщо установка має кілька щитів управління і не може обслуговуватися з одного робочого місця, кожен щит повинен бути обладнаний пристроєм ручного аварійного відключення. У приміщеннях з великими фронтами обслуговування або на автоматизованих виробничих лініях кнопки аварійного відключення повинні бути розташовані на відстані не більше десяти метрів одна від одної. Кнопка керування, яка використовується в цьому випадку, повинна мати засувку, щоб забезпечити лише примусове повернення контактів у вихідний стан.

Техніка безпеки при користуванні плазмовим обладнанням.

Для плазмового різання металу виділяються окремі приміщення або ізольовані ділянки цеху. Допоміжні операції до плазмової обробки а саме механічна обробка, очищення слід виконувати поза основною зоною, де використовується плазмова технологія. Місцеві витяжні пристрої повинні бути обладнані технічними засобами. Плазмова обробка повинна проводитися в вентиляваному місці з шумопоглинаючим покриттям на внутрішній поверхні.

Балони або цистерни, що містять стиснений газ, повинні бути встановлені поза зоною плазмової обробки, а потім подаватися в газозбірну сорочку.

Приміщення, де зберігається водень, повинні мати механічну припливно-витяжну вентиляцію з кратністю повітрообміну не менше десяти. Вміст водню в повітрі майданчика необхідно контролювати автоматичним газоаналізатором.

Техніка безпеки при експлуатації зварювального обладнання. Підключити та розімкнути електромережу електрозварювального обладнання дугового та електрошлакового зварювання та контролювати її робочий стан. Джерело живлення повинно бути підключене до розподільної мережі з напругою не вище шістсот вольт. Живлення на пряму зварювальної дуги від джерел струму, освітлювальних приладів і контактних сіток не допускається. Під час руху обладнання повинно бути відключене від мережі.

Металеві частини різних ділянок до яких є доступ, а саме корпус зварювального обладнання під час роботи є можливість що він під напругою і ми, а саме обладнання повинні бути надійно заземлені. Кожне зварювальне обладнання повинно мати окремий дріт заземлення, підключений до проводу заземлення. Корпус зварювального апарату і шафа управління, кнопка пуску педалі, вторинна обмотка трансформатора повинні бути заземлені.

ВИСНОВОК

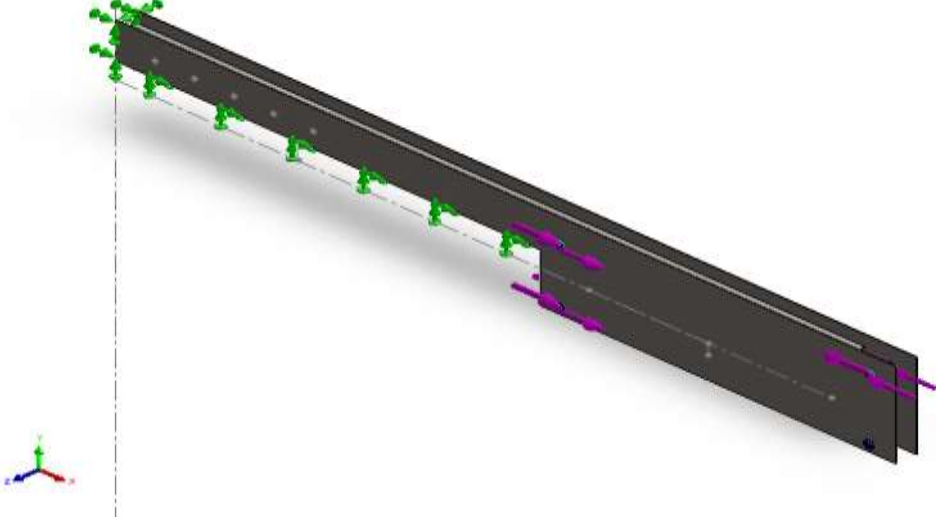

Технічно реалізовано катапульти з накопичувачем енергії. Використання системи з поліпастром спрощує налаштування заданого тягового зусилля шляхом зміни зменшення ваги за рахунок роликів охоплення канатом.

Для досягнення більшої кінцевої швидкості каретки на катапульти використовують підвищення початкового навантаження та збільшення довжини прямої. Ми вибираємо систему поліспаст тому, що вона дозволяє досягти більш ефективної роботи катапульти та отримати більшу потужність у процесі прискорення. У роботі запропоновано визначення працездатності найбільш навантаженого елемента як корпус установки для запуску безпілотного літального апарату. За умов навантаження ми маємо чудові результати, тобто наша конструкція витримує задане навантаження без суттєвої деформації, та переміщення.

Розробка технології створено оглядово, без визначення типу та кількості виробництва розрахованої нами системи та елемента конструювання. Оскільки при повному виробництві усієї розрахованої системи може змінюватись обладнання, кошторис на виготовлення.

ДОДАТОК А

Таблиця 1– Інформація о моделі корпусу

 <p>Ім'я моделі: Складання корпус-штифт Активна конфігурація: За замовчуванням</p>		
Тверде тіло		
Ім'я документу	Розглядається як	Об'ємні властивості
Виріз-Витянути 	Тверде тіло	Маса: 13,2 kg Об'єм: 0,00169253 m ³ Густина: 7 850 kg/m ³ Маса: 130,2 N

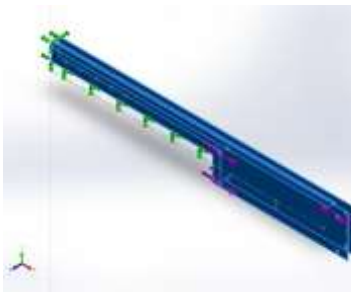
Таблиця 2– Властивості дослідження корпусу

Имя исследования	Каретка розрахунок на міцність
Тип анализа	Статичний
Тип сетки	Сітка на твердому тілі
Тепловой эффект:	Увімкнено
Термічний параметр	Увімкнено теплові навантаження
Температура при нульовій напрузі	298 Kelvin
Тип вирішуваної програми	FFEPlus
Несумісні параметри зв'язку	Автоматично
Вирахування сили вільних тіл	Увімкнено

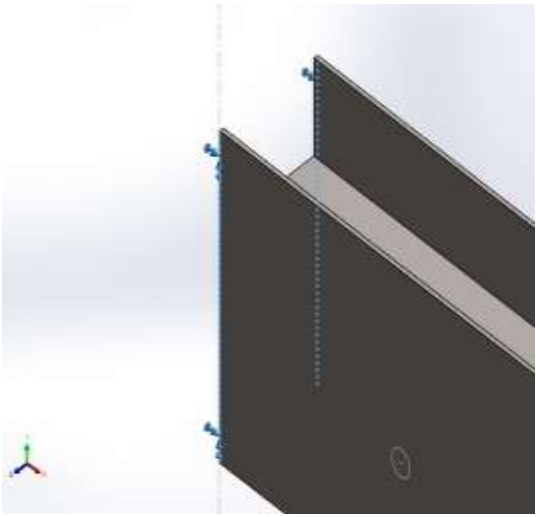
Таблиця 3– Одиниці дослідження корпусу

Система одиниць виміру:	SI (MKS)
Довжина/Переміщення	mm
Температура	Kelvin
Кутова швидкість	Рад/сек
Тиск/Напруга	N/m ²

Таблиця 4– Властивості матеріалу корпусу

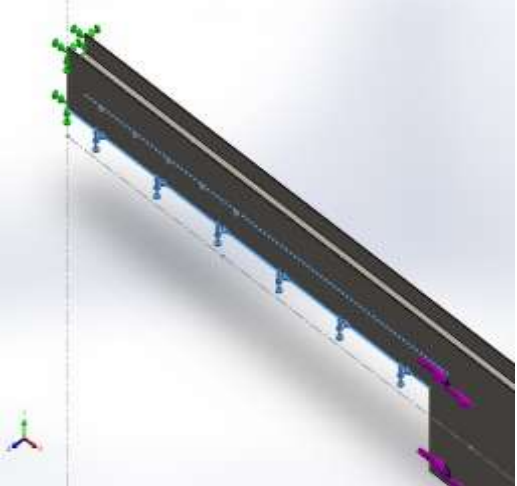
	Ім'я: AISI 1045 Листова сталь	Тверде тіло 1(Вирез-Витягнути) (Каретка), Твердое тело 1(Base Revolve)(Штифт для каретки ISO 2338 - 10 h8 x 30 - St-1)
	Тип моделі: Зварна конструкція	
	Межа міцності: 5,3e+08 N/m ²	
	Межа міцності при розтягненні: 6,25e+08 N/m ²	
	Модуль пружності: 2,05e+11 N/m ²	
	Коефіцієнт Пуассона: 0,29	
	Масова щільність: 7 850 kg/m ³	
	Модуль зрушення: 8e+10 N/m ²	
	Коефіцієнт теплового розширення: 1,2e-05 /Kelvin	

Таблиця 5– Навантаження корпусу

Зафіксований-1		<p>Об'єкти: 2 кромки Тип: Зафіксована геометрія</p>
----------------	--	---

Результуючі сили

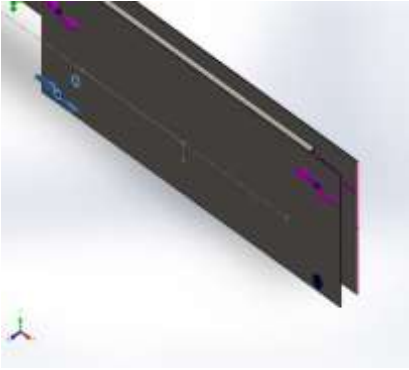
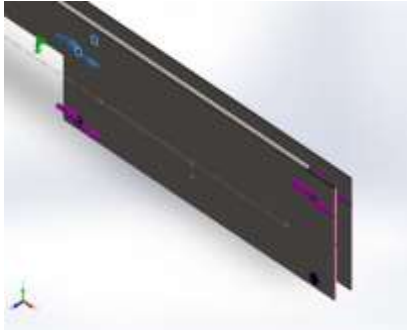
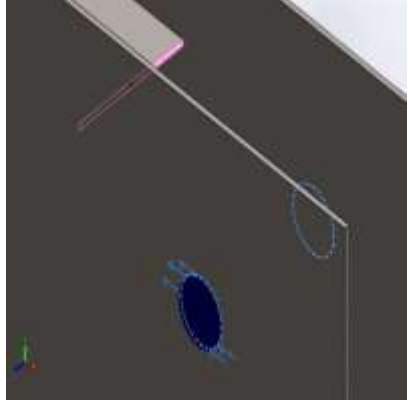
Компоненти	X	Y	Z	Результуюча
Сила реакції(N)	0,888314	0,275359	0,447163	1,03193
Реактивний момент(N.m)	0	0	0	0

Зафіксований-3		<p>Об'єкти: 2 кромки Тип: Зафіксована геометрія</p>
----------------	--	---

Результуючі сили

Компоненти	X	Y	Z	Результуюча
Сила реакції(N)	-600,867	-0,257346	-0,429524	600,867
Реактивний момент(N.m)	0	0	0	0

Таблиця 6– Кріплення корпусу

Сила-1		<p>Об'єкти: 2 кромки Довідковий: Кромка< 1 > Тип: Прикласти силу Значення: ---; ---; - 300 N</p>
Сила-2		<p>Об'єкти: 2 кромки Довідковий: Кромка< 1 > Тип: Прикласти силу Значення: ---; ---; - 300 N</p>
Сила-3		<p>Об'єкти: 2 кромки Довідковий: Кромка< 1 > Тип: Прикласти силу Значення: ---; ---; 300 N</p>

Таблиця 7– Інформація сітки корпусу

Тип сітки	Сітка на твердому тілі
Використане розбиття:	Стандартна сітка
Точки Якобіана для сітки високої	16 Точки

якості	
Розмір елемента	3,8491 mm
Допуск	0,192455 mm
Якість сітки	Висока

Таблиця 8– Інформація о деталізації сітки корпусу

Всього вузлів	21737
Всього елементів	10651
Максимальне відношення сторін	13,229
% елементів по відношенню до сторін < 3	7,41
% елементів по відношенню до сторін > 10	0,244
% викривлених елементів (Якобіан)	0
Час для завершення сітки (hh:mm:ss):	00:00:13



Таблиця 9– Сили реакції корпусу

Вибраний набір	Одиниці	Сума X	Сума Y	Сума Z	Результуюча
усією моделлю	N	-600,001	0,000126215	-0,0052937	600,001

Таблиця 10– Момент реакції корпусу

Вибраний набір	Одиниці	Сума X	Сума Y	Сума Z	Результуюча
усією моделлю	N.m	0	0	0	0

Таблиця 11– Сили вільних тіл корпусу

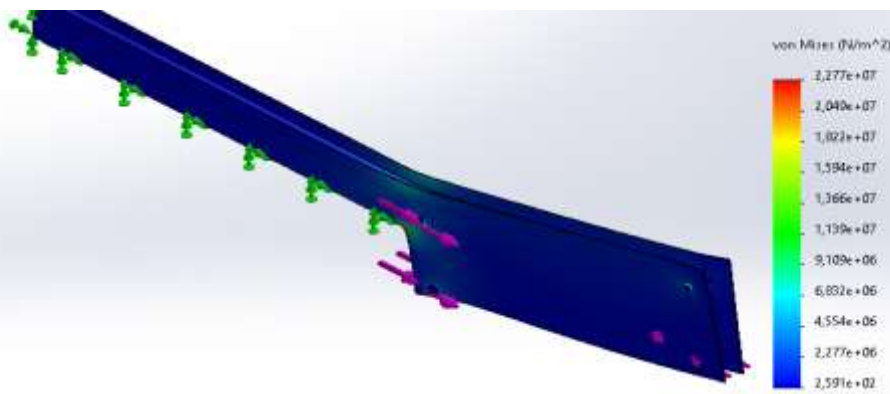
Вибраний набір	Одиниці	Сума X	Сума Y	Сума Z	Результуюча
усією моделлю	N	-0,01495	0,0223789	-0,0217132	0,0345801

Таблиця 12– Момент вільних тіл корпусу

Вибраний набір	Одиниці	Сума X	Сума Y	Сума Z	Результуюча
усією моделлю	N.m	0	0	0	1e-33

Таблиця 13– Напруження корпусу

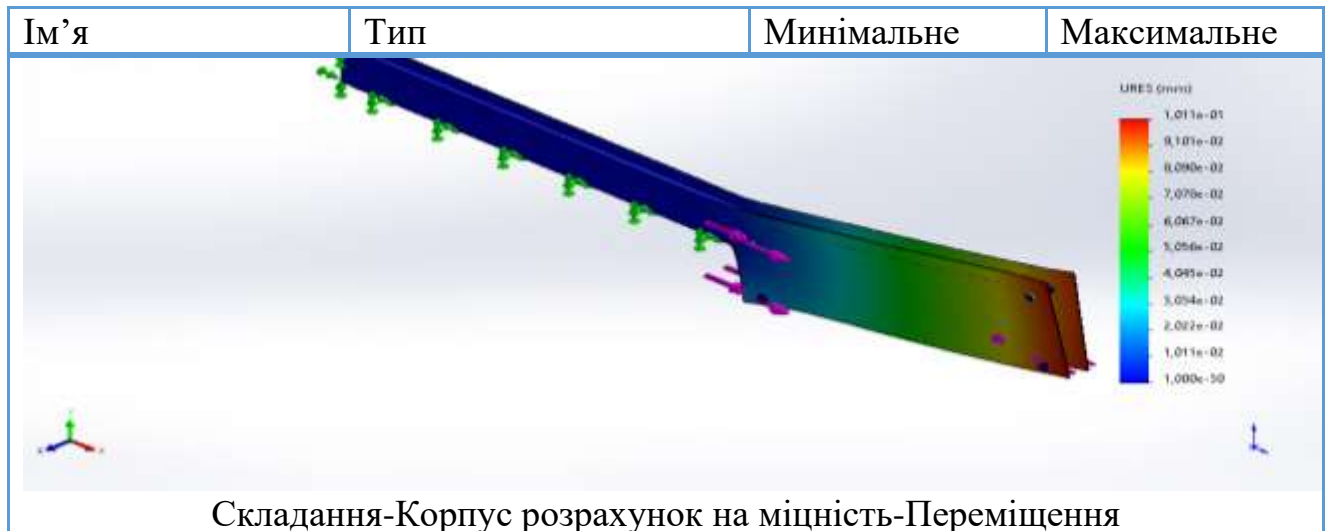
Ім'я	Тип	Мінімальне	Максимальне
Напруга1	VON: Напруга Von Mises	2,591e+02N/m ² Вузол: 137	2,277e+07N/m ² Вузол: 181



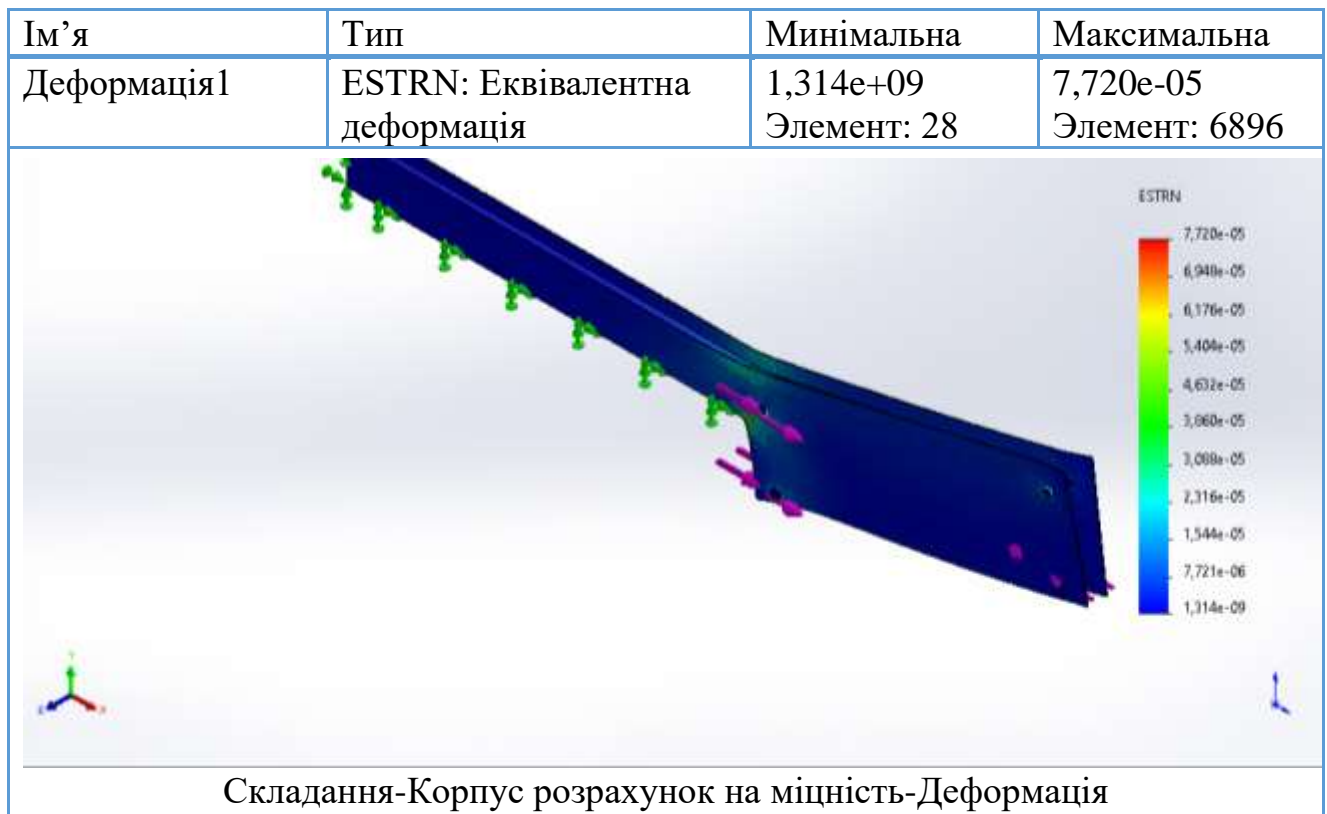
Складання-Корпус розрахунок на міцність-Напруження

Таблиця 14– Переміщення з наглядною моделлю корпусу

Ім'я	Тип	Мінімальне	Максимальне
Переміщення1	URES: Результативне переміщення	0,000e+00mm Вузол: 137	1,011e-01mm Вузол: 113

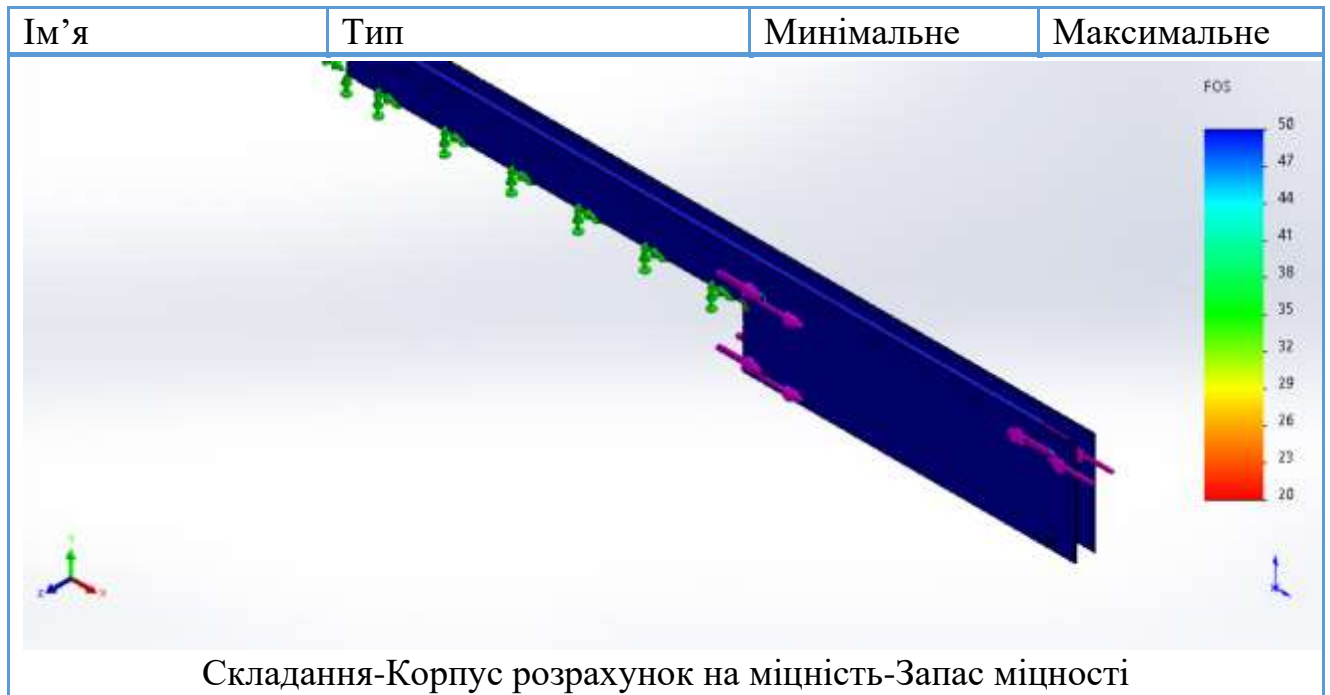


Таблиця 15– Деформації з наглядною моделлю корпусу



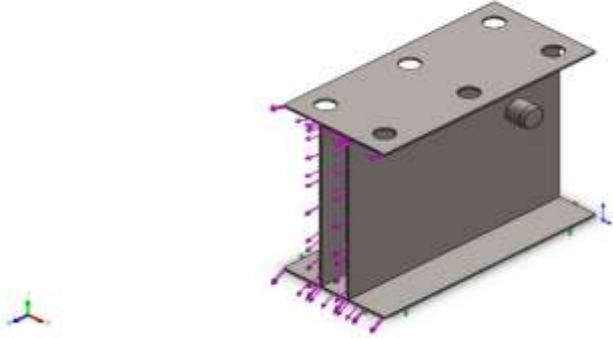


Таблиця 16– Запас міцності корпусу

Ім'я	Тип	Мінімальне	Максимальне
Запас міцності1	Автоматично	23,3 Узел: 181	2,05e+06 Узел: 137



ДОДАТОК Б

Таблиця 1– Інформація о моделі каретки

 <p>Імя моделі: Складання каретка-штифт Активна конфігурація: За замовчуванням</p>		
Тверде тіло		
Ім'я документу	Розглядається як	Об'ємні властивості
Виріз-Витянути 	Тверде тіло	Маса:0,194416 kg Об'єм:2,47411e-05 m ³ Густина:7 858 kg/m ³ Маса:1,90527 N
Base-Revolve 	Тверде тіло	Маса:0,0182598 kg Об'єм:2,32373e-06 m ³ Густина:7 858 kg/m ³ Маса:0,178946 N

Таблиця 2– Властивості дослідження каретки


Ім'я	Каретка розрахунок на міцність
Тип аналізу	Статичний
Тип сітки	Сітка на твердому тілі
Тепликовий ефект:	Увімкнено
Термічний параметр	Увімкнено теплові навантаження
Температура при нульовій напрузі	298 Kelvin
Тип вирішуваної програми	FFEPlus
Несумісні параметри зв'язку	Автоматично

Вираховування сили вільних тіл	Увімкнено
--------------------------------	-----------

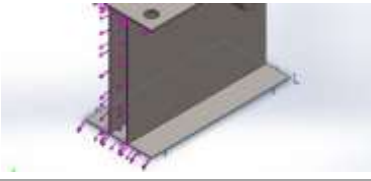
Таблиця 3– Одиниці дослідження каретки

Система одиниць виміру:	SI (MKS)
Довжина/Переміщення	mm
Температура	Kelvin
Кутова швидкість	Рад/сек
Тиск/Напруга	N/m ²

Таблиця 4– Властивості матеріалу каретки

	Ім'я:	1020 Листова сталь (SS)	Тверде тіло 1(Вырез-Витягнути) (Каретка), Твердое тело 1(Base Revolve)(Штифт для каретки ISO 2338 - 10 h8 x 30 - St-1)
	Тип моделі:	Зварна конструкція	
	Межа міцності:	2,82685e+08 N/m ²	
	Межа міцності при розтягненні:	4,25e+08 N/m ²	
	Модуль пружності:	2,05e+11 N/m ²	
	Коефіцієнт Пуассона:	0,29	
	Масова щільність:	7 858 kg/m ³	
	Модуль зрушення:	8e+10 N/m ²	
	Коефіцієнт теплового розширення:	1,2e-05 /Kelvin	

Таблиця 5– Навантаження каретки

Ім'я кріплення	Зображення кріплення	Данні кріплення		
Зафіксована-1		Об'єкти: 1 грань Тип: Зафіксована геометрія		
Результатуючі сили				
Компоненти	X	Y	Z	Результатуюча
Сила реакції(N)	0,00443169	41,0458	-269,47	272,578
Реактивний момент(N.m)	0	0	0	0

Таблиця 6– Кріплення каретки

Ім'я навантаження	Зображення	Данні
Сила-1		Об'єкти: 1 грані Довідковий: Грань< 1 > Тип: Приложить силу Значення: 290; ---; --- N

Таблиця 7– Даних контакту каретки

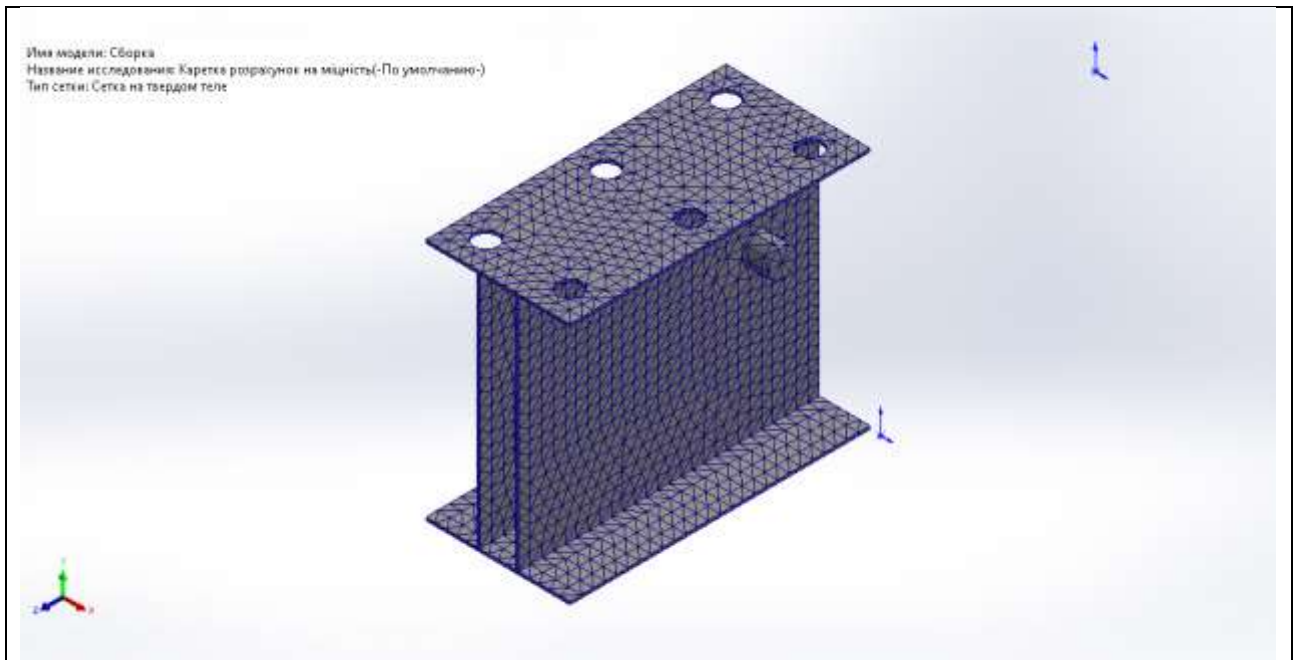
Контакт	Зображення контакта	Властивості контакта
Глобальний контакт		Тип: Зв'язані Компоненти: 1 компонент Параметри: Сітка

Таблиця 8– Інформація сітки каретки

Тип сітки	Сітка на твердому тілі
Використане розбиття:	Стандартна сітка
Точки Якобіана для сітки високої якості	16 Точки
Розмір елемента	3,8491 mm
Допуск	0,192455 mm
Якість сітки	Висока

Таблиця 9– Інформація о деталізації сітки каретки

Всього вузлів	21737
Всього елементів	10651
Максимальне відношення сторін	13,229
% елементів по відношенню до сторін < 3	7,41
% елементів по відношенню до сторін > 10	0,244
% викривлених елементів (Якобіан)	0
Час для завершення сітки (hh:mm:ss):	00:00:13



Таблиця 10– Сили реакції каретки

Вибраний набір	Одиниці	Сума X	Сума Y	Сума Z	Результуюча
усією моделлю	N	0,00443169	41,0458	-269,47	272,578

Таблиця 11– Момент реакції каретки

Вибраний набір	Одиниці	Сума X	Сума Y	Сума Z	Результуюча
усією моделлю	N.m	0	0	0	0

Таблиця 12– Сили вільних тіл каретки

Вибраний набір	Одиниці	Сума X	Сума Y	Сума Z	Результуюча
усією моделлю	N	0,0133688	0,10097	0,0287708	0,105837

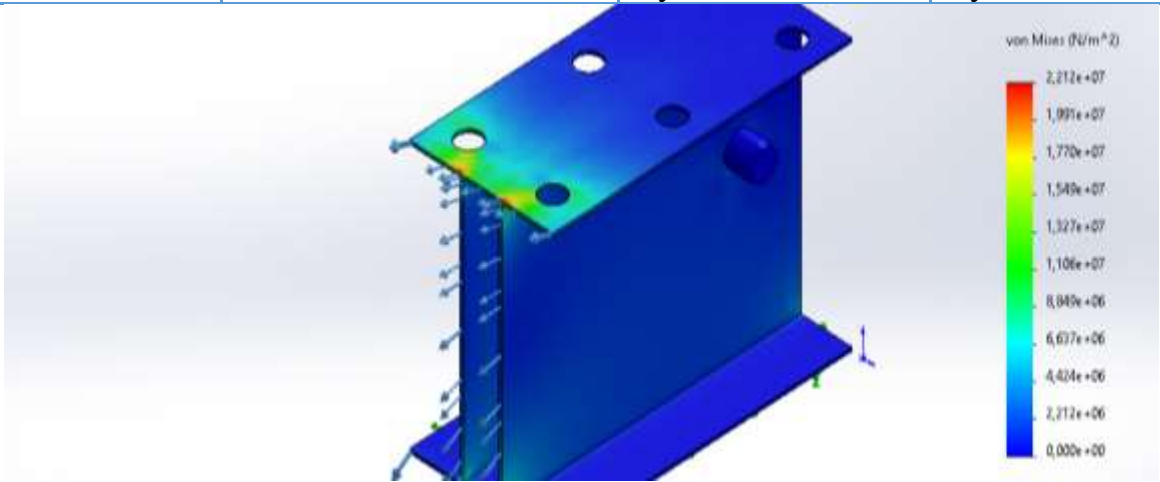
Таблиця 13– Момент вільних тіл каретки

Вибраний набір	Одиниці	Сума X	Сума Y	Сума Z	Результуюча
----------------	---------	--------	--------	--------	-------------

Вибраний набір	Одиниці	Сума X	Сума Y	Сума Z	Результуюча
усією моделлю	N.m	0	0	0	1e-33

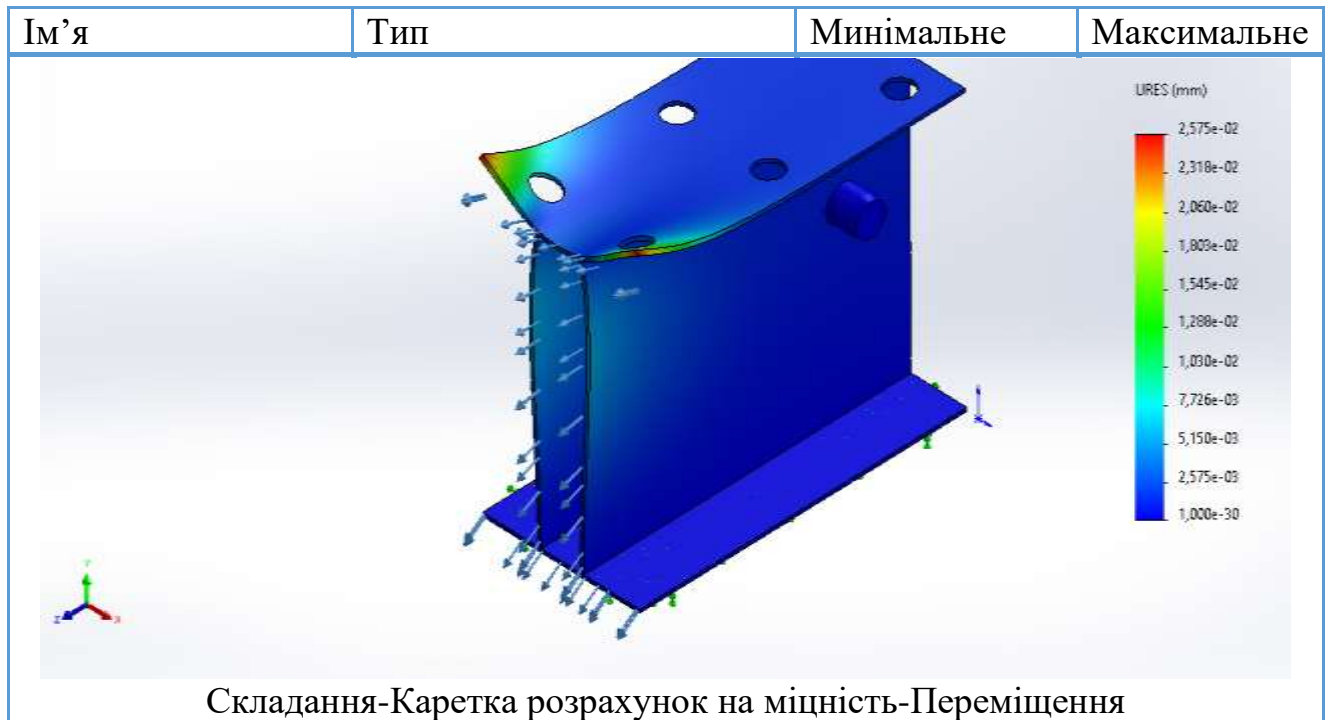
До результатів дослідження входять вихідні данні: пружного стану, переміщення з наглядною моделлю, деформації з наглядною моделлю, запас міцності.

Таблиця 14– Навантажений стану каретки

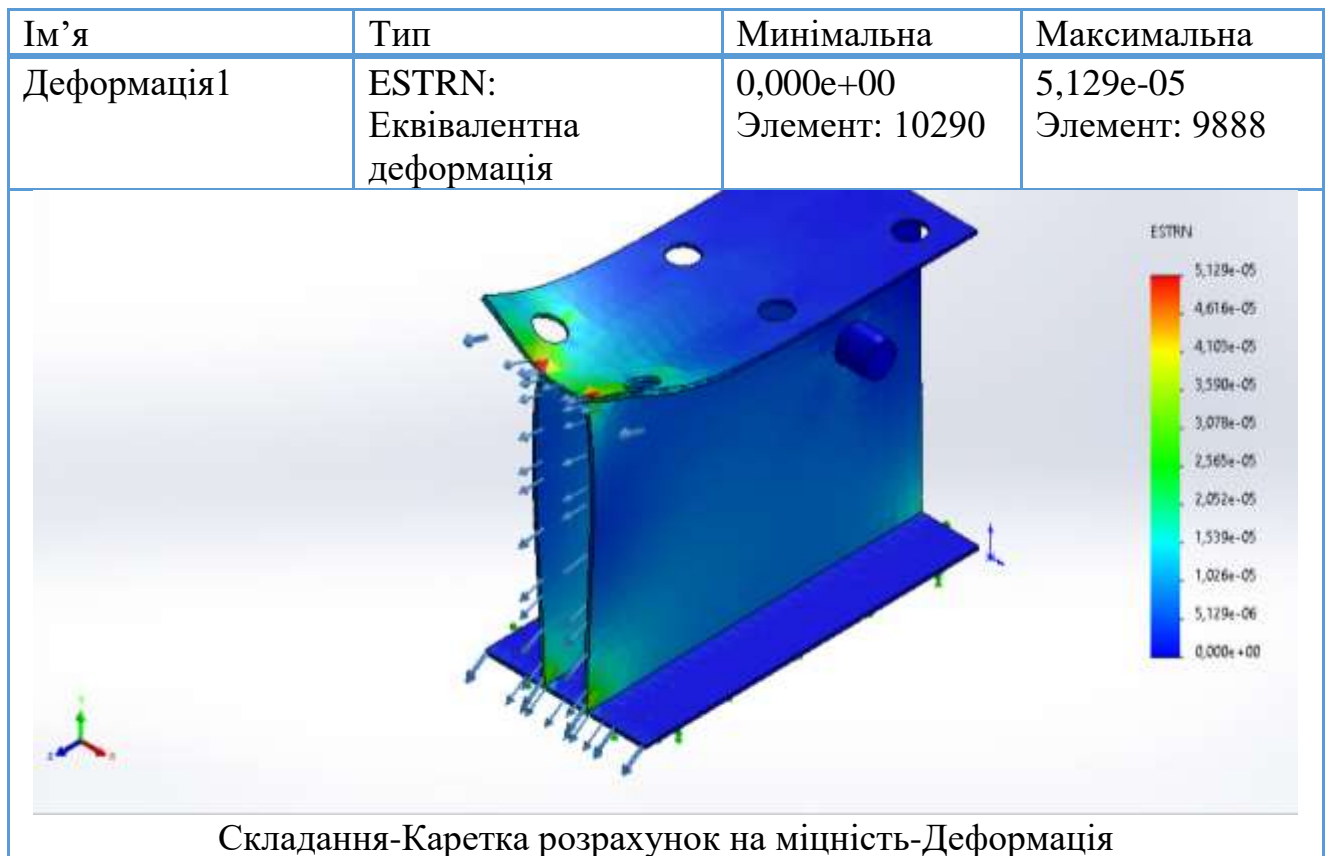
Ім'я	Тип	Мінімальне	Максимальне
Напруга1	VON: Навантаження Von Mises	0,000e+00N/m ² Вузол: 21056	2,212e+07N/m ² Вузол: 20175
 <p>Складання-Каретка розрахунок на міцність-Напруга</p>			

Таблиця 15– Переміщення з наглядною моделлю каретки

Ім'я	Тип	Мінімальне	Максимальне
Переміщення1	URES: Результативне переміщення	0,000e+00mm Узел: 113	2,575e-02mm Узел: 160

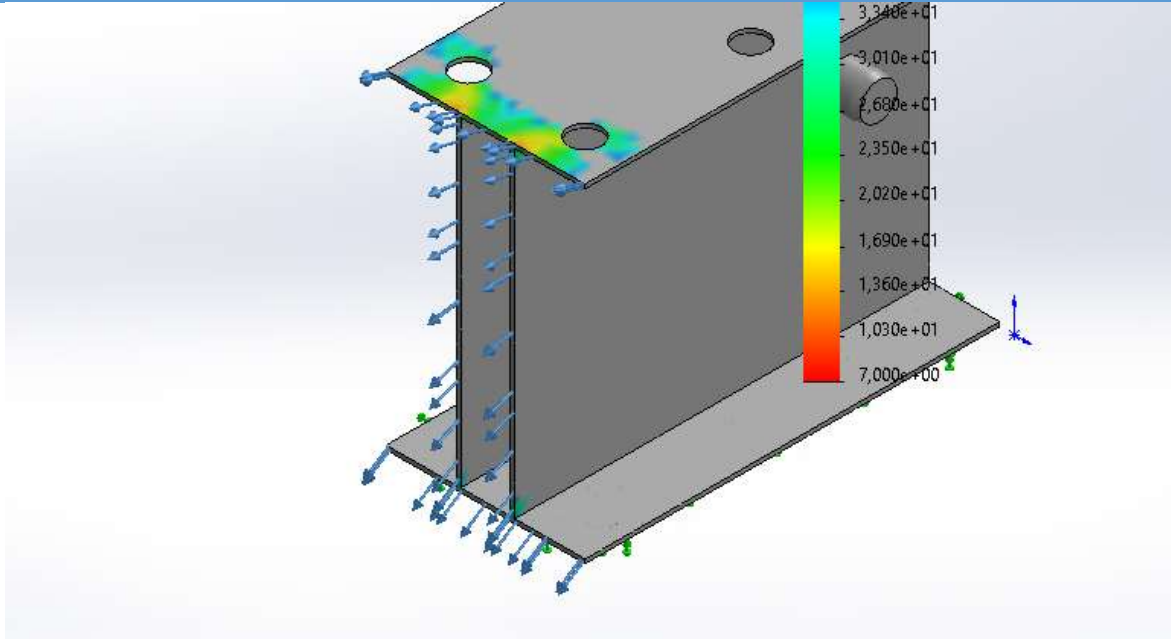


Таблиця 16– Деформації з наглядною моделлю каретки



Таблиця 17– Запас міцності каретки

Ім'я	Тип	Мінімальне	Максимальне
Запас міцності1	Автоматично	1,278e+01 Узел: 20175	1,000e+16 Узел: 21056



Складання-Картка розрахунок на міцність-Запас міцності

ПЕРЕЛІК ДЖЕРЕЛ ПОСИЛАНЬ

- 1.Павлущенко М.И. «Безпілотні літальні апарати: Історія, застосування, загроза поширення й перспективи розвитку: научні записи. Харків : ПП-Центр, 2004. 612 с.
- 2.Безпілотний літальний апарат: А-1СМ «Фурія» від компанії «Атлон Авіа». URL: <https://athlonavia.com/uk-furia/>
(дата звернення: 17.10.2023).
- 3.Безпілотний літальний апарат: «Rallus» компанія «DEVIRO». URL: <https://deviro.ua/ukr/rallus>
(дата звернення: 17.10.2023).
- 4.Безпілотний літальний апарат: «SHARK UAS» компанія «Ukrspesystems». URL: <https://ukrspesystems.com/drones/shark-uas>
(дата звернення: 17.10.2023).
- 5.Катапульта для безпілотних літальних апаратів: компанія «Альбатрос». URL: <https://alb.aero/catalog/komplektuyushchie/nazemnoe-oborudovanie/pnevmaticheskaya-katapulta-dlya-bpla/>
(дата звернення: 17.10.2023).
- 6.Катапульта для безпілотних літальних апаратів: «GLS-1A» компанія «Ukrspesystems». URL: <https://ukrspesystems.com/uascomponents/pneumatic-uav-launching-system-gls-1a>
(дата звернення: 17.10.2023).
- 7.Катапульта для безпілотних літальних апаратів: «Bungee SCL-2» компанія «Ukrspesystems». URL: <https://ukrspesystems.com/uascomponents/bungee-uav-launching-system-scl-1a>
(дата звернення: 17.10.2023).
- 8.Павловський М.А. Теоретична механіка: техніка. Київ : КВЦ, 2002. 438 с.

- 9.Авилов И.С., Амброжевич, В.А. Комплексно-сполучна модель інерційного стартового пристрою для легких безпілотних літальних апаратів. Харків: Середа, 2008. 8с.
10. Кузьо І. В. Зінько Я. А. Теоретична механіка. Дергачі: Фоліо, 2017. 257 с.
11. Наземно пускові прилади безпілотного літального апарату з інерційним приводом. Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба. URL: http://www.hups.mil.gov.ua/periodic-app/article/2156/soivt_2013_1_16.pdf.
(дата звернення: 17.10.2023).
12. Биковський О.Г., Петренко В.Р., Пешков В.В. Довідник зварника. Дергачі: Фоліо, 2015. 147 с.
13. Кривов Г.О., Зворикін К.О. Виробництво зварних конструкцій. Київ: КВЦ, 2012. 284 с.

Формат	Зона	Поз.	Обозначение	Наименование	Кол.	Примечание	Перв. примен.	Справ. №	Подп. и дата	Инв. № дубл.	Взам. инв. №	Подп. и дата	Изм.					
													Лист	№ докум.	Подп.	Дата		
				Документація														
A0			НУЗП. 440823. 001 СК	Складальний кресленик	1													
				Складальні одиниці														
A3			НУЗП. 440823. 002	Стінка корпусу	2													
A3			НУЗП. 440823. 003	Планка корпусу	1													
													НУЗП. 440823. 001					
Инв. № подл.	Разраб.	Кучин О.Е.	Подп.	Дата	Лит.	Лист	Листов	Корпус системи БПЛА НУЗП ІТЗтаМК група ІФ-312М										
	Пров.	Осіпов М.Ю.	Подп.	Дата														
	Н.контр.	Корнієнко О.Б.	Подп.	Дата														
	Утв.	Капустян О.Е.	Подп.	Дата														

