

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

Навчально-науковий механіко-машинобудівний інститут
Кафедра технології виробництва літальних апаратів

Дипломний проект
на здобуття ступеня бакалавра

Тема: «Дослідження впливу профілю променів рами на аеродинамічний
опір »

Виконав: студент гр. АТ-21

Кральнок М.О.

підпис

Керівник: Кліско А.В.

підпис

Київ-2026

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТУ

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування	Кількість листів	Примітка
1	A4		Завдання на дипломний проект	2	
2	A4	ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	Пояснювальна записка	1	
3	A3	ДП.АТ2109.06.100.00 СК	Складальне креслення	1	

				ДП.АТ2109.06.000.000		
	ПІБ	Підп.	Дата			
Розробн.	Кралюк М.О.			Відомість дипломного проекту	Лист	Листів
Керівн.	Кліско А.В.				1	1
Консульт.					НН ММІ к.ТВЛА КПІ ім. Ігоря Сікорського	
Н/контр.						
Зав.каф.	Лавріненко А.Д.					

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

Навчально-науковий механіко-машинобудівний інститут

Кафедра технології виробництва літальних апаратів

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Антон ЛАВРІНЕНКОВ

«____» _____ 2026 р.

Дипломний проект

на здобуття ступеня бакалавра

з напрямку підготовки _____ 131 «Прикладна механіка»

на тему: «Дослідження впливу профілю променів рами на аеродинамічний опір»

Виконав (-ла): студент 4 курсу, групи АТ-21
(шифр групи)

_____ Крालюк Марія Олександрівна

_____ (прізвище, ім'я, по батькові)

_____ (підпис)

Керівник _____ старший викладач Кліско Андрій Валерійович

_____ (посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище ім'я, по батькові)

_____ (підпис)

Консультант _____

_____ (назва розділу)

_____ (посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище ім'я, по батькові) (підпис)

Рецензент _____

_____ (посада, науковий ступінь, вчене звання, науковий ступінь, прізвище ім'я, по батькові)

_____ (підпис)

Засвідчую, що у цій дипломній роботі
немає запозичень з праць інших авторів
без відповідних посилань.

Студент _____

_____ (підпис)

Київ – 2026 року

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Інститут Навчально-науковий механіко-машинобудівний

кафедра Технології виробництва літальних апаратів

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 131 «Прикладна механіка»

Освітньо-професійна програма «Технології виробництва літальних апаратів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ **Антон ЛАВРІНЕНКОВ**

«___» _____ 2026 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проект студенту

Крालюк Марія Олександрівна

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проекту «Дослідження впливу профілю променів рами на аеродинамічний опір»

керівник проекту Кліско Андрій Валерійович

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від «01» червня 2026 р. №2019-с

2. Термін подання студентом проекту 16.06.2026

3. Вихідні дані до проекту Дрон типу фпв 10 дюймів , крейсерна швидкість 70 км/г

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік завдань, які потрібно розробити)

4.1. Огляд літератури з створення лучів, їх видів ;

4.2. Вибір та обґрунтування технічних рішень;

4.3 Розробка та розрахунок луча ;

4.4 Аналіз результатів експериментальних досліджень;

4.5 Висновки.

5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо): презентація, де відображені етапи проектування (вибору), моделювання та виготовлення луча квадрокоптеру.

5.1 Складальне креслення.

5.2 Презентація до диплому.

6. Консультанти розділів проекту*

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

7. Дата видачі завдання _____

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	Огляд літератури зі створення променів, їх видів	01.06.2026	
2	Вибір та обґрунтування технічних рішень	05.06.2026	
3.	Розробка та розрахунок променя	09.06.2026	
4.	Аналіз результатів експериментальних досліджень	11.06.2026	
5.	Оформлення пояснювальної записки	14.06.2026	
6.	Попередній захист проекту	16.06.2026	
7	Захист дипломного проекту	19.06.2026	

* Консультантом не може бути зазначено керівника дипломного проекту.

Студентка	_____	<u>Кральнок М.О.</u>
прізвище)\	(підпис)	(ініціали ,

Керівник проєкту (роботи)	_____	<u>Кліско А.В.</u>
	(підпис)	(ініціали , прізвище)

Пояснювальна записка
до дипломного проєкту

на тему: «Дослідження впливу профілю променів рами на аеродинамічний опір»

Київ-2026 року

Анотація

Цей дипломний проєкт присвячений покращенню аеродинамічної ефективності та паливно-енергетичної автономності мультироторних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) шляхом профілювання променів рами на прикладі 10-дюймової платформи. На етапі проєктування було виконано аналіз поширених конфігурацій рамних структур (прямокутного та круглого перерізів лучів) та розраховано кінематичні параметри комбінованого повітряного потоку, що діє на промінь у динамічному горизонтальному польоті. Визначено розрахункові просторові навантаження, зумовлені максимальною вертикальною тягою двигунів Flash Hobby 3115 900KV та розподіленим швидкісним напором зустрічного вітру за швидкості 70 км/год під кутом атаки 20° .

Засобами комп'ютерного тривимірного моделювання та числових методів гідрогазодинаміки в середовищі SolidWorks Flow Simulation було проведено серію порівняльних симуляційних досліджень. Виявлено закономірності відриву прикордонного шару та формування зон донного завихрення для базових геометричних форм. На основі отриманих результатів розроблено та верифіковано модифікований товстий симетричний профіль променя авіаційного типу з габаритними розмірами 30x15 мм та товщиною стінок 3.5 мм, інтегрований у рамну збірку з урахуванням кута тангажу.

Доведено, що впровадження каплеподібної геометрії забезпечує безрозоривне обтікання конструкції та знижує силу лобового опору променя у 2,24 рази порівняно з прямокутною балкою. Виконано перевірочні розрахунки на міцність та жорсткість (визначення моментів опору перерізу, напружень косого згину та коефіцієнта запасу міцності), які підтвердили конструкційну надійність розробленого порожнистого елемента при використанні FDM-друку полімерними композитами. Проведено інженерно-економічний аналіз енергетичного балансу бортової мережі при живленні від акумулятора Li-Ion

6S2P 8000mAh, який засвідчив зниження загального енергоспоживання БПЛА на 7%, що забезпечує пролонгацію польотного часу на 2 хвилини 20 секунд та розширення лінійного радіуса дії апарата на 2.7 км. До оптимізованої конструкції рами виконано повний комплект CAD-моделей та робочих креслень.

Abstrakt

Diese Diplomarbeit widmet sich der Verbesserung der aerodynamischen Effizienz und der energiebezogenen Autonomie von Multirotor-UAVs (unbemannte Luftfahrzeuge) durch die Profilierung der tragenden Rahmenelemente am Beispiel einer 10-Zoll-Plattform. In der Entwicklungsphase wurde eine Analyse gängiger Rahmenkonfigurationen (rechteckige und runde Querschnitte) durchgeführt und die kinematischen Parameter der kombinierten Luftströmung berechnet, die im dynamischen Horizontalflug auf den Ausleger wirkt. Es wurden die rechnerischen räumlichen Belastungen ermittelt, die durch den maximalen vertikalen Schub der Motoren Flash Hobby 3115 900KV und den verteilten Staudruck des Gegenwindes bei einer Geschwindigkeit von 70 km/h unter einem Anströmwinkel von 20° entstehen.

Mittels computergestützter dreidimensionaler Modellierung und numerischer Methoden der Strömungsmechanik (CFD) in der Umgebung von SolidWorks Flow Simulation wurde eine Reihe von vergleichenden Simulationsstudien durchgeführt. Dabei wurden die Gesetzmäßigkeiten der Grenzschichtablösung und die Bildung von Totwassergebieten (Wirbelzonen) für die geometrischen Basisformen identifiziert. Basierend auf den Ergebnissen wurde ein modifiziertes dickes symmetrisches Profil des Auslegers vom Luftfahrttyp mit den Abmessungen 30x15 mm und einer Wandstärke von 3,5 mm entwickelt und verifiziert, das unter Berücksichtigung des Nickwinkels (Tangage) in die Rahmenbaugruppe integriert wurde.

Es wurde nachgewiesen, dass die Implementierung der tropfenförmigen Geometrie eine ablösungsfreie Strömung um die Konstruktion gewährleistet und den Luftwiderstand des Auslegers im Vergleich zu einem rechteckigen Träger um das 2,24-Fache reduziert. Es wurden Nachweisrechnungen für Festigkeit und Steifigkeit durchgeführt (Bestimmung der Widerstandsmomente des Querschnitts, der Spannungen bei schiefer Biegung und des Sicherheitsbeiwerts), die die

strukturelle Zuverlässigkeit des entwickelten Hohlkörperelements beim FDM-3D-Druck mit polymeren Verbundstoffen bestätigten. Die ingenieurökonomische Analyse der Energiebilanz des Bordnetzes bei Speisung durch einen Li-Ion 6S2P 8000mAh Akku ergab eine Reduzierung des Gesamtstromverbrauchs des UAVs um 7 %. Dies führt zu einer Verlängerung der Flugzeit um 2 Minuten 20 Sekunden und einer Erweiterung des linearen Aktionsradius des Geräts um 2,7 km. Für die optimierte Rahmenkonstruktion wurde ein vollständiger Satz von CAD-Modellen und Arbeitszeichnungen erstellt.

ЗМІСТ

ЗМІСТ	1
СПИСОК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	3
ВСТУП	4
1. АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ПРЕДМЕТНОЇ ОБЛАСТІ ТА ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ.....	7
1.2. Типи аеродинамічних профілів.....	9
1.3. Методи виготовлення рам	13
2. ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ СТАНДАРТНИХ РІШЕНЬ.....	21
2.1. Симуляційне моделювання прямокутного профілю.....	21
2.2. Симуляційне моделювання прямокутного профілю під кутом атаки відповідним швидкості 70км/год.....	23
2.3. Симуляційне моделювання круглого профілю луча гексакоптерів .	25
2.4. Симуляційне моделювання крила БпЛА літакового типу	27
3. РОЗРОБКА ТА РОЗРАХУНОК ОПТИМІЗОВАНОГО ЛУЧА.....	29
3.1 Кінематика та швидкість потоку	29
3.2. Визначення геометрії профілю	30
3.3. Порівняльний розрахунок сил опору	31
3.4. Розрахунок міцності нової деталі	32
4. МОДЕЛЮВАННЯ ОПТИМІЗОВАНОГО ЛУЧА.....	35

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ			
Змн	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата				
Розробив		Кралуєк М.О.			Пояснювальна записка			
Перевірів		Кліско А.В.						
Реценз.								
Н.Контр.								
Затвердив								
						Літ.	Аркуш	Аркушів
							1	68
						НН ММІ к.ТВЛА КПІ ім. Ігоря Сікорського		

5.	АНАЛІЗ ОТРИМАНИХ РЕЗУЛЬТАТІВ.....	38
6.	ПОРІВНЯННЯ СТАНДАРТНОГО ПРОМЕНЯ ТА ОПТИМІЗОВАНОГО.....	41
7.	ЗД ДРУК ГОТОВОГО ВИРОБУ	46
7.1.	Загальні відомості	46
7.2.	Налаштування процесу	46
8.	ОХОРОНА ПРАЦІ	47
	ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ.....	52
	СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ.....	55

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	
						2
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

СПИСОК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

БпЛА – беспілотний літальний апарат ;

АкБ – акумуляторна батарея ;

ВМГ – гвинтомоторна група ;

Лучі – промені ;

FPV- First Person View / тип квадрокоптеру;

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	3
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ВСТУП

Актуальність теми підкріплюється невідпинним зростом популярності БпЛА в сучасному світі. Останні десятиліття показали швидкий технологічний прорив у сфері безпілотних систем, адже вже сьогодні дрони інтегровані у широкий список сфер людської діяльності: цивільний моніторинг, аерофотозйомка, логістика, агросектор, спорт, виконання завдань у сфері національної безпеки, розвідка, долучення до пошуково-рятувальних операцій. Логічно, що за зростанням масштабів використання безпілотних систем йде підвищення вимог до їх технічних характеристик – по типу тривалості та дальності польоту, вантажопідйомності, енергоефективності, акустична непомітність та змога ефективно працювати за несприятливих умов.

Основним елементом, що викликає обмеження автономності мультироторного БпЛА, є низька енергоємність сучасних АКБ відносно їх маси, тому оптимізація кожного конструктивного елементу дрону з метою зниження загальної ваги та аеродинамічного опору конструкції та підвищення таким чином загальної ефективності роторної групи є першочерговим завданням сьогодення.

Зазвичай за проектування малих комерційних дрон-платформ основний вектор уваги спрямований на вагові та міцнісні характеристики рами. Одним з її елементів є промені (лучі) – утримують двигуни, найчастіше виготовляються по формі простих геометричних фігур (прямокутні, круглі геометричні профілі), проте з врахуванням аеродинамічної точки зору – луч є тілом, що постійно перебуває під впливом високо динамічного зустрічного повітряного потоку, та закрученого потоку, що генерується гвинтами.

Коли зустрічний потік повітря обтікає промінь неоптимальної форми – утворюються зони застійних явищ, масштабні вихорові структури (завіхрення) та зриви потоку, що провокує марне розвіювання енергії.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	4
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Подібна поведінка провокує появу необхідності більших витрат енергії двигунами для подолання лобового опору та зменшує дальність польоту борта.

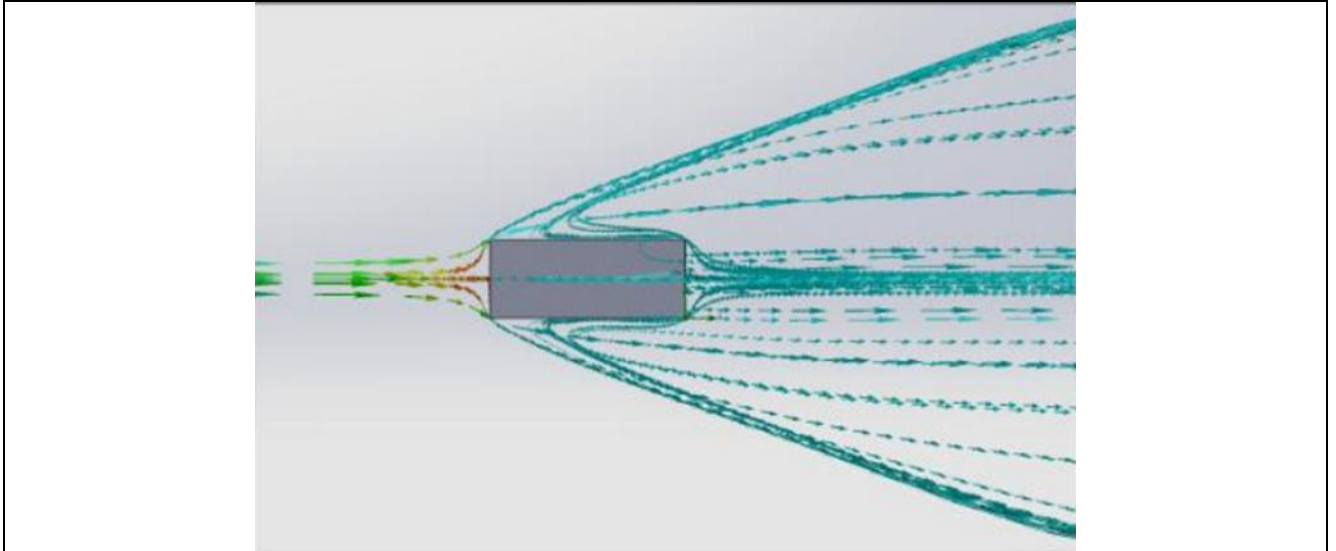


Рис. 1 - Симуляція з прямокутним профілем в середовищі Solidworks

FlowSimulation.

Метою дипломної роботи є в першу чергу теоретичне обґрунтування , симуляційне моделювання та експериментальне дослідження впливу різних геометричних профілів луча дрона на його аеродинамічні властивості і характеристики , з подальшою розробкою більш оптимального варіанту їх виконання.

План виконання завдання :

- 1) Аналіз кінематики горизонтального польоту коптера , визначення робочих кутів атак променів відносно зустрічного потоку на різних швидкостях ;
- 2) Створення 3D моделі променів різної геометрії ;
- 3) Проведення симуляційного моделювання середовищі Solidworks , візуалізація обтікання лучів зустрічним потоком заданої швидкості за заданого кута атаки ;

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	5
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

- 4) Створення діаграм «Залежність лобового опору від кута атаки » для кожного дослідження ;
- 5) Проектування нового профілю луча , проведення дослідження його ефективності в середовищі симуляції .
- 6) Порівняння зі стандартними формами , визначення відсотку ефективності ;
- 7) Проведення польових досліджень .

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	
						6
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

1. АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ПРЕДМЕТНОЇ ОБЛАСТІ ТА ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

1.1. Типи бпла та лучів .

Стрімкий розвиток технологій безпілотних літальних апаратів призвів до формування різних конструктивних схем, кожна з яких розроблялася під конкретні польотні завдання . Кожен окремий тип дронів має свій характер взаємодії з зустрічним потоком , аеродинамічна ефективність в такому випадку залежить від форми та геометрії елементів що сприймають основне кінематичне навантаження – крил (літаковий тип / літаюче крило) чи променів (або лучі , мультироторні системи).

За принципом створення підйомної сили та за характером аеродинамічного обтікання безпілотні літальні апарати поділяють на три основні типи :

- 1) Літаковий тип : підйомна сила створюється за рахунок перепаду тиску за обтікання крила зустрічним потоком повітря . Мають високу аеродинамічну якість , велика дальність польоту , тривалість польоту , високу крейсерську швидкість . До основних підтипів можна віднести : класична літакова схема , літаюче крило , качка. [1,3]

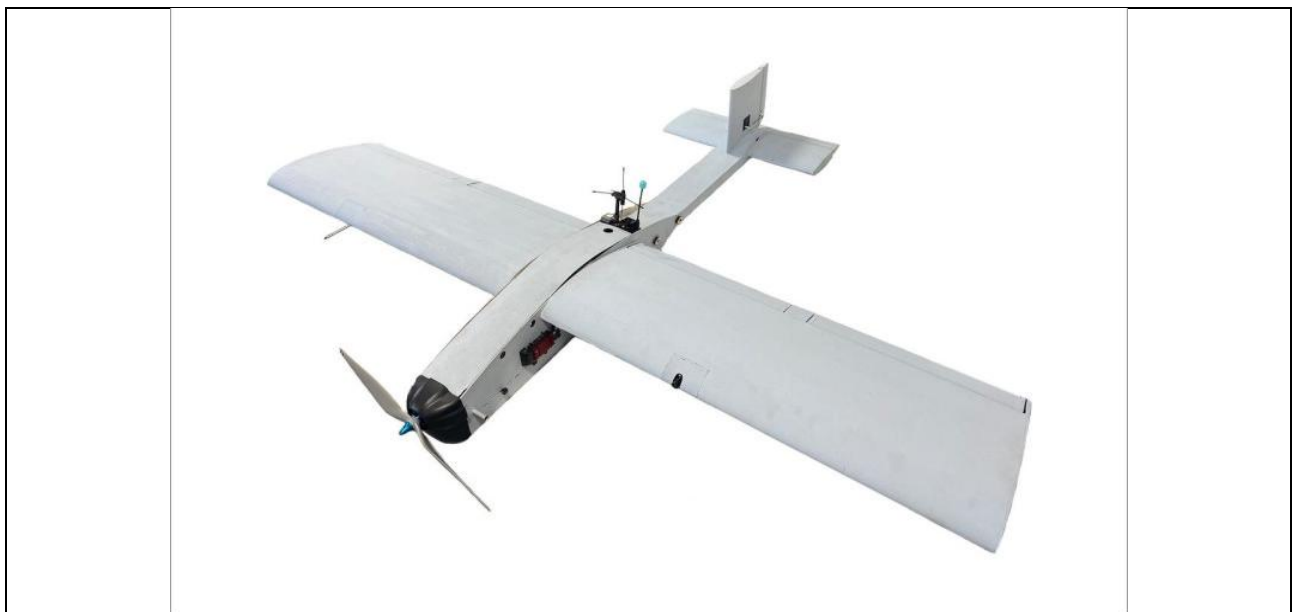


Рис. 1.1. БПЛА камікадзе R2D2 літакового типу СКАЙ МТ

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ

- 2) Мультироторний тип : підйомна сила та тяга для горизонтального руху створюється гвинтомоторними групами . Горизонтальний політ виконується завдяки нахилу всього борта «носом» вниз кут що залежить від заданої швидкості польоту . Такі дрони характеризуються високою маневреністю , здатністю до вертикального зльоту , зависання , проте загальна конструкція створює високий лобовий опір . [1,3]



Рис. 1.2. Квадрокоптер Diatone KN-106 - FPV

- 3) Гібридний тип : менш популярні на ринку типи бортів , поєднують в собі можливість вертикального зльоту та подальшого горизонтального польоту за рахунок опускання тягових роторів з вертикального положення роторів на 90° вниз . [1,3]

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	8
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



Рис. 1.3. VTOL-безпілотник літакового типу Quantum Systems Trinity F90

Для бортів літакового типу лобовий опір та аеродинамічна оптимальність є основним параметром на якому концентрується увага конструкторів . Повний опір крила складається з : профільного опору в результаті тертя та тиску , та індукованого опору , що формується внаслідок утворення вихрових потоків на кінцях крил та перетікання потоків з зон підвищеного тиску до зон пониженого тиску .

1.2. Типи аеродинамічних профілів.

Для проектування таких типів БПЛА для конструювання крил використовують спеціалізовані аеродинамічні профілі :

- 1) Симетричний профіль : має однакову геометрію верхньої та нижньої поверхонь , використовуються для хвостових оперень або для швидкісних акробатичних апаратів. [4,7]

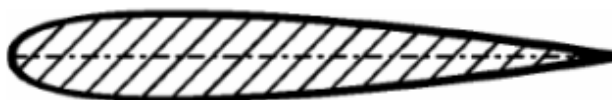


Рис. 1.4. Двовипуклий симетричний профіль крила

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ

- 2) Несиметричні профілі : або ж «несучі» мають випуклу верхню поверхню , дають змогу створювати високу підйомну силу на низьких швидкостях . [4,7]



Рис. 1.5 . Двовипуклий несиметричний профіль крила

- 3) S-подібні профілі : наявний відгин задньої кромки вгору , забезпечує поздовжню стійкість апаратів по типу «летюче крило » без використання хвостового оперення . [4,7]



Рис . 1.6. S-подібний профіль

По практиці роботи з літаками ми знаємо – кожен елемент геометрії створений за повною відповідністю до законів аеродинаміки , проте рами мультироторів , особливо малих та середніх розмірів , проєктуються в першу чергу з фокусуванням уваги на міцність та жорсткість конструкції на скручування , та збереження мінімально можливої загальної ваги при цьому . Тому через нехтування аеродинамічною оптимальністю – за швидкісних горизонтальних польотів конструкція сприймає високий лобовий опір , а промені є основними паразитичними елементами.

Основні типи геометрії поперечного перерізу променів для мультикоптерів :

Прямокутний та квадратний профіль : найбільш поширений у цивільному та військовому секторах , плюс в простоті виготовлення з листового

вуглепластику. Має найгірші показники обтікання , при нахилі борта вперед під певним кутом , луч створює перешкоду для потоків повітря . На гострих передніх гранях відбувається відрив потоку повітря , за лучем утворюється зона турбулентного сліду з низьким статичним тиском (вакуумний мішок) , що виконує роль повітряного гальма та різко збільшує показник коефіцієнту лобового опору C_x . [1,3]



Рис. 1.7. Стандартний луч FPV дрона прямокутної форми

Круглий профіль : зазнав широкого використання в крупних промислових гексакоптерах. Більш оптимальний варіант , круглий переріз однаково реагує на зустрічний потік за будь якого положення борта в просторі , це забезпечує передбачуваність поведінки борта за появи бічного вітру . Проте все одно наявний зрив потоку , що створює періодичні вихори (доріжку Кармана) , яка до того ж викликає додаткові вібрації рами . [1,3]

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	11
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



Рис. 1.8. Карбонові трубки , що стандартно використовуються як лучі до
гексакоптерів

Еліптичний / овальний профіль : менш поширений тип лучів , в теорії орієнтація великої осі вздовж вектору руху дозволяє зменшити площу фронтальної проекції променя під кутом атаки , тоді і обтікання потоком повітря матиме більш плавний характер , зона відриву зміститься назад , що зменшить показник лобового опору приблизно на 30-40% в порівнянні з круглим профілем. [1,3]



Рис. 1.9. Іграшковий квадрокоптер з променями еліптичної форми

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ

1.3. Методи виготовлення рам .

Додатково згадаємо на прикладі квадрокоптерів матеріали що використовуються для виготовлення рам та методи роботи з ними . Найбільш популярними матеріалами для виготовлення рам квадрокоптерів є композит , пластик та алюміній. [1,3]

Розпочнемо опис з композиту , цей матеріал є найбільш популярним для виготовлення бортів в військовій сфері завдяки низькій вазі готових елементів зі збереженням високої міцності у порівнянні з іншими матеріалами. Технологічним процесом їх виготовлення є вирізання геометричних форм з готових спресованих спресованих вуглепластика . Для різних елементів використовуються пластини різної товщини , зазвичай від 1,5 до 10мм , матеріал розкроюється на фрезерних верстатах з ЧПК під водяним охолодженням для уникнення перегріву смоли та викидів пилу чи стружки. [3,5]

Вуглеволокно забезпечує високу жорсткість при збереженні низької маси , має порівняно високу втомну міцність та здатність поглинати вібрації , проте такий матеріал є дорогим , потребує високошвидкісного обладнання для пресування та постобробки , є крихким та здатним екранувати радіосигнал . [3,5]



Рис. 1.10. Карбонова пластина 1000х350х6мм

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ

Також поширено саме в військовій сфері виготовлення рам або їх елементів методом 3D-друку. Адитивні технології є тим засобом що дає змогу створювати складні інноваційні форми , забезпечувати створення геометрії відразу з врахуванням необхідності наявності певних різноманітних отворів , ухилів , канавок і т.д. без необхідності використання додаткових інструментів для їх формоутворення. Дає змогу виконувати швидкі модифікації до старих елементів чи прототипування нових ,проте меншу міжшарову міцність , схильність до деформування під навантаженням або під дією високих температур . [3,2]

Популярні методи :

FDM/FFF є найдоступнішим та найбільш поширеним методом що полягає у шаровому накладенні розплавлених шарів пластику. Використовується для друку всіх не металевих елементів рами , проте важливо приділяти увагу орієнтації шарів для забезпечення достатньої міцності кожному окремому елементу . Для роботи використовуються філаменти : PETG , PC , також за наявності необхідних умов та устаткування – нейлон , та філамент армований вуглеволокном PA-CF / Carbon Nylon , звичайні PLA та ABS зазвичай не використовують через підвищену крихкість та недостатню жорсткість . [3,2]

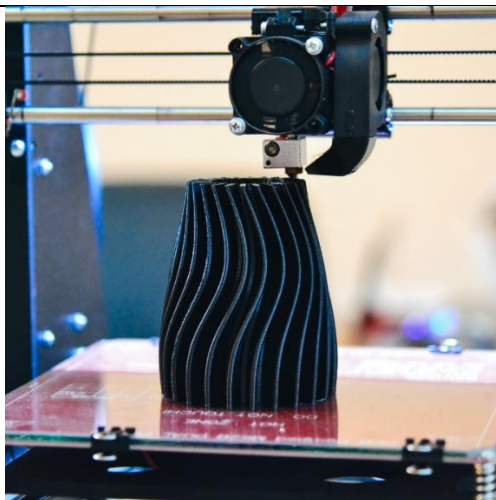


Рис. 1.11. Друк методом шарового накладання філаменту

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ

SLS/SLA використовуються рідше , при наявності потреби та необхідного устаткування на підприємстві . Проте дає можливість створення прототипів чи маловідповідальних елементів складної геометрії . [3,2]



Рис. 1.12 . Друк медом пошарового сплавлення рідкої смоли

Менш популярним матеріалом що використовується для виготовлення рам квадрокоптерів є алюміній. Використання алюмінію забезпечує збереження оптимального відношення міцності , ваги та ціни виробу , також якщо говорити про друковані рами – наявність окремих шарів створює анізотропію властивостей , у свою чергу алюмінієві елементи рами зберігатимуть ізотропність. [3,5]



Рис. 1.13. Алюмінієва рама для квадрокоптера АВ7

В сфері виготовлення ФПВ дронів використовують два термозміцненні сплави авіаційного алюмінію : Al 6061-T6 (АД33-Т6) та Al 7075-T6 (В95-Т6). Перший має модуль Юнга E 71,7 ГПа , границю текучості σ_y 276 МПа та густину ρ 2,7 г/см³, другий модуль Юнга E 71,7 ГПа , границю текучості σ_y 503 МПа та густину ρ 2,81 г/см³. При конструюванні бортів враховують згинальну жорсткість та статичну міцність для забезпечення міцності при ударах та мінімізації вібрацій від моторів. Промені розраховують як прості консольні балки заданою довжиною L місцем жорсткої нерухомої фіксації та силою що є тягою від мотора . В такому випадку розрахувати максимальний прогин променя ми можемо за наступною формулою [5,9] :

$$\delta = \frac{F \cdot L^3}{3 \cdot E \cdot I}, \quad (1.1)$$

де :

F - сила тяги двигуна або динамічне навантаження при ударі, Н;

L - довжина променя, м;

E - модуль Юнга матеріалу, Па;

I - осьовий момент інерції поперечного перерізу, м^4 ;

Зменшення прогину нам необхідно для мінімізації вірогідністю проходження автоколивань – бортова електроніка чутлива до зайвих вібрацій (гіроскоп та барометр на польотному контролері), для цього необхідно підвищувати момент інерції. Попередньо відомо що квадратний профіль має вищий показник моменту інерції при тій самій площі перерізу та вазі, тому він є жорсткішим на згин, також квадратний профіль не потребує прийняття додаткових інженерних рішень для встановлення моторів чи прокладання кабелів.

Методи розрахунку моменту інерції для круглого та квадратного профілю виглядають наступним чином, попередньо врахуємо що зазвичай для зменшення ваги лучі роблять плоскими або порожнистими, тому товщина t для обох варіантів передбачена однаковою:

Кругла труба [9]:

$$I_{\text{круг}} = \frac{\pi}{4} (R^4 - r^4), \quad (1.2)$$

де:

R – зовнішній радіус, мм;

r – внутрішній радіус, $r = R - t$, мм.

Квадратний профіль [9]:

$$I_{\text{квадрат}} = \frac{1}{12} (a^4 - b^4), \quad (1.3)$$

де:

a – зовнішня сторона, мм;

b – внутрішня сторона, $b = a - 2t$, мм.

Також за розрахунків важливим є врахування міцності луча при крученні від пропелера, адже окрім вертикального згину промінь зазнає крутного моменту спричиненого реактивним моментом пропелера при різких маневрах або блокування ротора.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	17
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Максимальне дотичне напруження $\tau_{\max}$ для тонкостінної квадратної труби розраховується за теорією Бредта [9,11] :

$$\tau_{\max} = \frac{M_k}{2 \cdot A_m \cdot t} \leq \tau_{\text{доп}} , \quad (1.4)$$

де :

A_m – площа обмежена середньою лінією профіля , $A_m \approx (a - t)^2$;

t – товщина стінки , мм ;

Якщо максимальне дотичне напруження $\tau_{\max}$ перевищує границю текучості на зсув τ_y , метал зазнає незворотної пластичної деформації , промінь скрутиться або зігнеться.

Технологічна складова виготовлення алюмінієвої рами складається з низки почергових етапів механічної та хімічної обробки сировини : Основним етапом механічної обробки зазвичай є обробка на верстатах з ЧПК, методом високошвидкісного фрезерування з цільних плат , наприклад центральні пластини рами що зазвичай мають складну форму з передбаченими отворами . Алюміній потребує виконання високих обертів шпинделем , близько 15-20тисяч обертів на хвилину , використання 2х або 3х західних твердосплавних фрез з передбаченими канавками для виведення стружки [23].



Рис. 1.14 Фрезерний верстат по металу з ЧПК Cormak XN840

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ

Важлива наявність змащувально-охолоджувальних рідин ЗОР або масляного туману для протидії та запобігання налипанню розплавленого алюмінію на фрези. Також ще на етапі моделювання у ненавантажених зонах фрезеруються глухі пустоти, товщина стінки зменшується на 0,8 – 1 мм, це допомагає облегшити конструкцію без втрати міцності.



Рис. 1.15. Концентрат ЗОР (змащувально-охолоджувальна рідина для обробки металу)



Рис . 1.16. Система масляний туман

У випадку якщо рама виготовляється з плоских алюмінієвих листів і не є об'ємною може застосовуватись метод лазерної або гідро абразивної різки. За лазерної різки використовуються потужні волоконні лазери, процес потребує високої щільності енергії імпульсу через те що алюміній має високу відбивальну здатність та теплопровідність. За гідро абразивного різання суміш води та піску під тиском близько 4000бар здатна прорізати алюміній різноманітної товщини без додаткового термічного впливу, що є гарним рішенням для збереження структури сплаву. [24]

Додатково варто враховувати що алюміній схильний покриватись окисною плівкою та зазнавати мілких механічних пошкоджень , тому для захисту виробу необхідно застосовувати метод анодування . Процес розпочинається з попереднього травлення – деталь занурюються в лужний розчин для повного очищення поверхні , далі в розчині сірчаної кислоти , де виріб виступає анодом , за температури близько 15°C , під дією струму на поверхні відбувається нарощення пористого шару оксиду алюмінію завтовшки від 10 до 50 мкм. Далі за потреби проводиться фарбування виробу , надана попередньо пориста структура покращує вбирання фарби , потім виріб заварюється у киплячій дистильованій воді де оксид переходить у гідратну форму , пори закриваються та фіксують колір , створюють міцну захисну поверхневу структуру . [24]

Окремо наведемо відмінності та особливості використання алюмінію як матеріалу для рами порівняно з більш поширеним для цього карбоном. Карбон здатний поглинати значний відсоток вібрацій від моторів , алюміній в свою чергу здатний проводити механічні хвилі , а робота двигунів здатна викликати резонанс рами , тому за конструювання алюмінієвої рами є потреба у передбачуванні демпферів для ізоляції роторів. Також проблемним моментом є висока електропровідність алюмінію в порівнянні з карбоном , і враховуючи що електроніка бортів FPV є надчутливою до КЗ – найменший неправильний контакт кабелів може провокувати повну непридатність всієї системи , варто передбачувати повну ізоляцію всіх кабелів та плат на борту. З переваг алюмінію відмітимо високу теплопровідність , температура моторів під час довгого польоту може бути нижчою на 15–20 °C порівняно з карбоновим бортом.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	20
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

2. ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ СТАНДАРТНИХ РІШЕНЬ

Попередньо для проведення симуляційних досліджень прийmemo швидкість всіх бортів 70км/год , кут тангажу квадрокоптеру за таких швидкостей лежить в межах 15-25°, прийmemo 20° , кут нахилу гексакоптера в межах 20-35°, прийmemo значення в 25°.

2.1. Симуляційне моделювання прямокутного профілю

Аналізуючи характер поведінки потоків на отриманому результаті дослідження ми можемо відразу виділити три основні зони [4] :

1) Зона гальмування .

Направлений повітряний потік вдаряється в перпендикулярно-розміщену площину луча . Колір в цій зоні змінився з зеленого на оранжевий з локалізованою зону червоного – це прямо каже про наявність різкого падіння швидкості потоку та утворення зони підвищеного тиску .

2) Зона відриву потоку .

На верхній та нижній кромках переднього торця наявний зрив потоку – лінії потоку не можуть плавно огинати прямий кут , через що ми спостерігаємо локальне прискорення після якого шар відразу «відривається» від поверхні луча.

3) Турбулентний слід .

Виходячи з описаного вище за задньою вертикальною площиною потік ніяк не може прийти до ламінарного виду , наявне утворення масивного вихору з великою кількістю кільцевих структур та зонами зворотної течії повітря .

Проаналізуємо отримані числові результати :

Для аналізу ми задавали виведення показників загального зусилля (total pressure) та сили опору по осі Z (force Z) . З першого дослідження бачимо що

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	21
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

максимальне значення дорівнює 102 052.06 Па , середнє 102 325 Па . За базовим атмосферним тиском приблизно 101 325Па – отриманий результат каже про наявність надлишкового динамічного напору на лобову частину , через неефективне рішення геометрії луч та і ботр вцілому буквально підпирається потоком повітря спереду гальмівною силою.

Сила опору має пікове значення 14.077 Н , поточне 0.403Н а усереднене 0.879 Н . Наявність високого показника пікового значення не є надто вагомим адже це доволі поширена особливість початку моделювання в SolidWorks , до чого ми повернемося в наступному пункті . Якщо орієнтуватись на усереднене значення 0.807 Н – показник зустрічного зусилля на один луч є еквівалентним приблизно 90 г . Тоді як для всіх 4х лучів це значення буде : $0,879 \cdot 4 \approx 3,51\text{Н}$, що є близько 358 г , актуальність та порівняння отриманих експериментальним методом результатів з розрахунковими ми проведемо нижче.

Також в поточному дослідженні було виведено графік збіжності , що зображений зліва зверху . Він демонструє що на початку дослідження і проявляється виведення пікових результатів (також і тиск 109 000Па) , проте після 10ї ітерації показники в графіку вирівнялись – симуляція завершилась успішно та результати набули стабільності.

У висновку можемо сказати що за результатом числового CFD – моделювання обтікання стандартного прямокутного профілю луча на швидкості 70км/год підтверджена проблемність та аеродинамічна недосконалість стандартного рішення. Бічні сторони та прямі кромки провокують миттєвий зрив потоку , будь яке плавне обтікання є неможливим , також формуються великі зони завихрень та наявність високого лобового опору, утворення високої різниці тисків між передньою та задньою площинами . Середнє значення сили лобового опору одного променя є

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	22
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

0.879Н , для 4х лучів це значення вже 3.5Н , яке варто оптимізувати , адже це буде найлегший спосіб зменшити дію паразитуючих сил на всю раму вцілому.

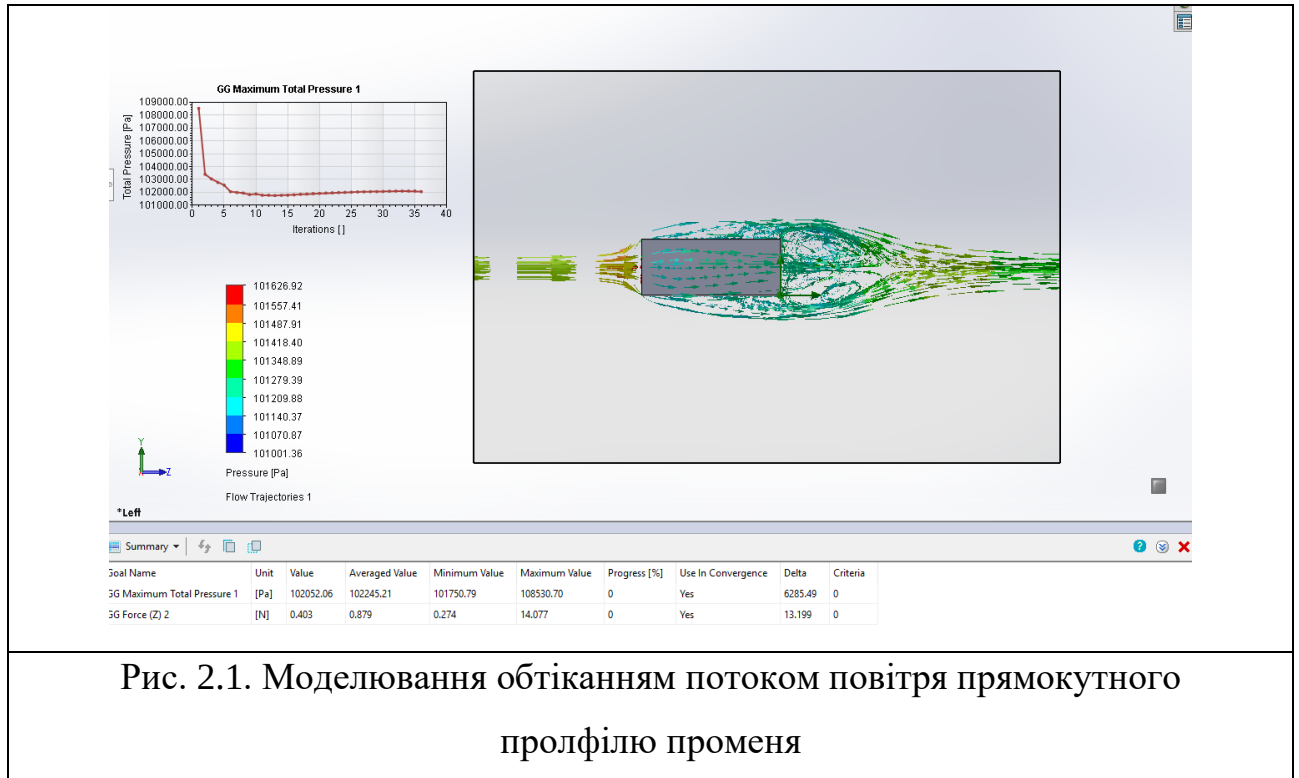


Рис. 2.1. Моделювання обтіканням потоком повітря прямокутного проліфілю променя

2.2. Симуляційне моделювання прямокутного профілю під кутом атаки відповідним швидкості 70км/год

В другому дослідженні було зображено справжнє положення луча за швидкості польоту 70км/год , в результаті отримані попередньо доволі високі показники загального зусилля та сил опору стали дещо нижчими , хоча візуалізація потоків повітря тепер є більш турбулентною та асиметричною .

Проаналізуємо отримані результати знову розділивши на зони [4]:

Зона гальмування

Початок зони гальмування дещо зсунувся в бік нижнього переднього ребра , зона появи рудих стрілок зменшилась а червоні відсутні зовсім . Проте потік все ще розсікається кромками , обтікання частково відсутнє.

Зона відриву потоку

Зона відриву потоку зазнала асиметричних змін . Верхня пласка грань створює єдину зону де потік має змогу вільно протекти , проте все одно плавного обтікання майже немає , адже більша частина потоку виходячи за межі геометрії біля задньої площини переходить в крупні завихрення . Знизу потік також не обтікає грань через високу турбулентність та гостру кромку там також наявний зрив.

Турбулентний слід

Можемо спостерігати утворення крупних завіхрень відразу за торцевими кромками луча , подібне порушення течії повітря працює як вакуумне гальмо, зтягуючи промінь назад і створюючи високий формовий опір.

Проаналізуємо отримані числові результати :

Для аналізу ми задавали виведення показників загального зусилля (total pressure) та сили опору по осі Z (force Z) . З першого дослідження отриманими результатами є максимальний тиск 101 690.06 Па . Результат дещо нижчий відносно попереднього дослідження , адже тепер відсутня перпендикулярна потоку повітря площина що провокувала б підвищення показнику лобового опору .

Показник сили опору визначено на рівні 0.522 Н , що нижче попередньо визначених 0.879 Н , нахил луча на 20° мав позитивний вплив на всі показники в цілому . Для 4х лучів значення буде рівним : $0,522 \cdot 4 = 2.09$ Н або 213г.

В висновку можемо сказати що за реального кута тангажу ситуація в цілому є більш прийнятною , проте все одно далекою до ідеалу . Точка гальмування потоку зміщена на передню кромку луча , над верхньою гранню утворюється масштабна зона відриву шару та формування зони крупних завихрень . Незважаючи на певне зниження показнику лобового опору порівняно з попереднім дослідженням – стандартна конфігурація показує

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	24
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

низку недоліків котрі мають не малий негативний вплив на досліджувані показники , що призводить і до втрати можливих показників максимальної швидкості і до навантажень на мотори та батарею для подолання лобового опору.

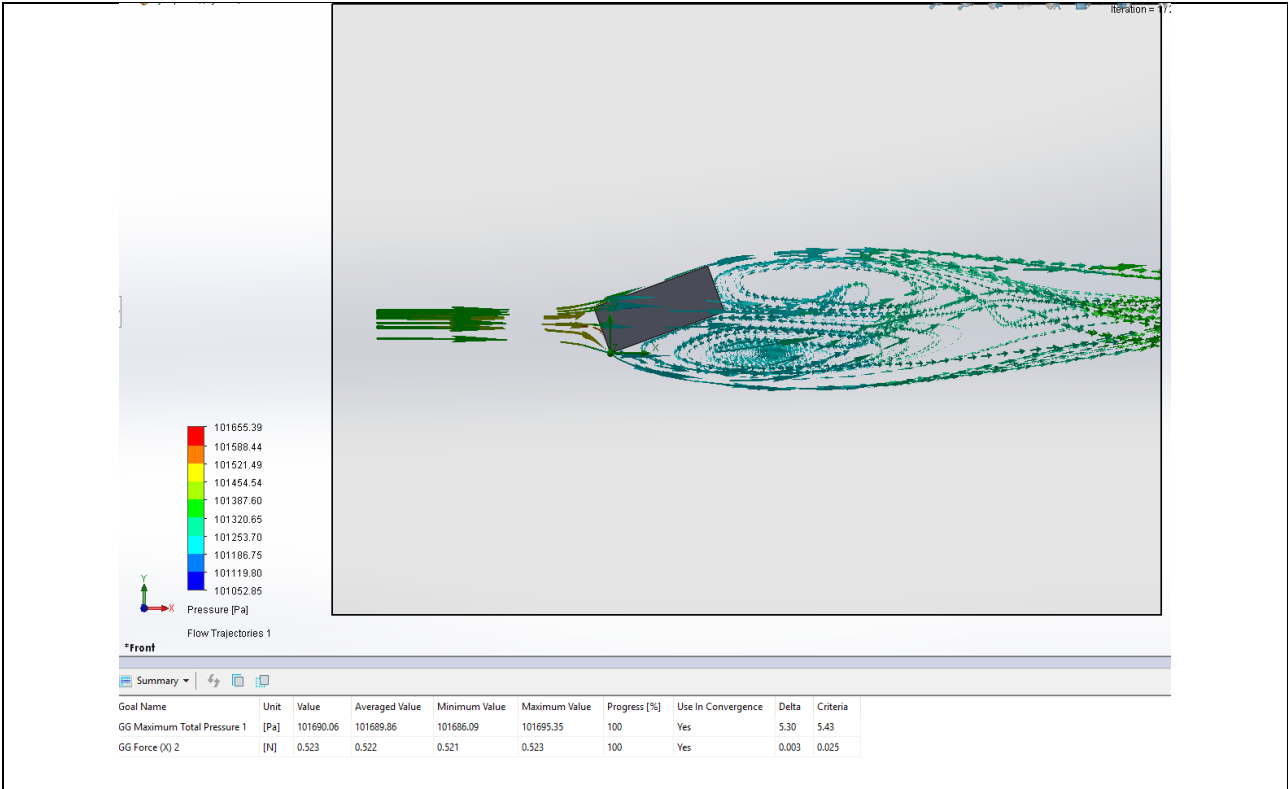


Рис. 2.2. Моделювання обтіканням потоком повітря прямокутного профілю променя під кутом тангажа відповідним швидкості 70км/год

2.3. Симуляційне моделювання круглого профілю луча гексакоптерів

Проведемо аналіз отриманих результатів [4]:

Візуальна оцінка поведження потоку повітря в поточному дослідженні відразу дає зрозуміти що круглий профіль не є набагато кращим на заданій швидкості польоту . Так як і в першому дослідженні в зоні зустрічі потоку з профілем наявне утворення області рудого кольору та локалізовано – червоного , хоча і відсутня пласка перпендикулярна перешкода. Потік обтікає поверхню , відбувається звуження каналів проходження що і викликає локальне збільшення швидкості над та під тілом.

Проте оскільки кругла трубка не має ніякого подовженого звуження потік не може виконувати повне обтікання профілю та на найширшій точці тіла відбуваються зриви потоку . Тому в результаті моделювання ми і отримали хаотичний та довгий турбулентний слід з великою кількістю завихрень що виконуватимуть паразитичну роль вакууму .

Для аналізу ми задавали виведення показників загального зусилля (total pressure) та сили опору по осі Z (force Z) . З першого дослідження отриманими результатами є максимальний тиск 101 806.06 Па , середній 101 801. 25 Па . Показник звісно є нижчим від отриманого за досліджень прямокутного профілю, проте в будь якому випадку значно завищеним відносно ідеального аеродинамічного профіля.

Показник сили опору визначено на рівні 1.406 Н . Для бти лучів гексакоптера значення буде рівним : $1,406 \cdot 6 = 8.436$ Н або 860г гальмівної сили що діє лиш на лучі борта. Подібну різницю в порівнянні з прямокутним профілем можна легко пояснити - збільшення лобової області , круглий профіль не має більшої та меншої сторони , також його розмір був обраний відповідно реальним – діаметр 40мм , луч FPV – 10х6мм .

Тому в висновку – аналіз ліній течії потоку в поточному випадку показує що обтікання відбувається лиш до найширшої точки тіла , далі наявний зрив потоку з утворенням довгого турбулентного сліду та крупних завихрень , через що наявні високі показники тиску та лобового опору . Проте коли ми говоримо про великогабаритні гексакоптери потрібно пам'ятати що ці типи БПЛА не мають значного сенсу в аеродинамічній оптимізації подібних вузлів, їх політ базується виключно на достатній тязі двигунів , загально геометрія не є оптимізованою під закони аеродинаміки і найбільші вимоги до конструювання цих апаратів це достатньо висока ємність батареї , потужні ротори та забезпечення мінімально можливої ваги конструкції для забезпечення менших вагових обмежень для корисного навантаження. Тому

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	26
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

подібна аеродинамічна оптимізація конкретно для гексакоптерів є непотрібною.

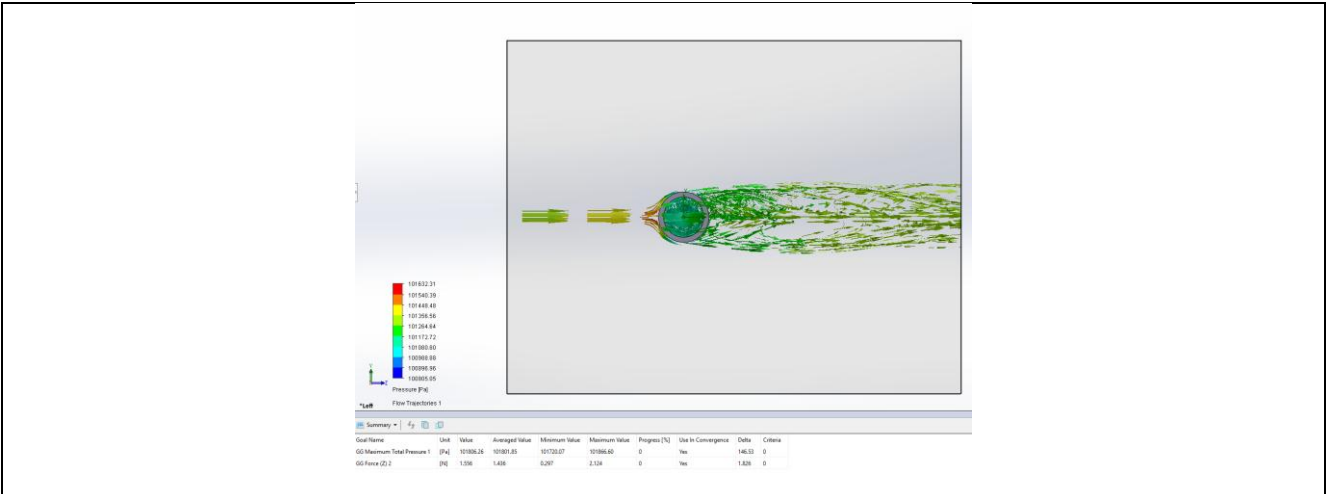


Рис. 2.3. Моделювання обтіканням потоком повітря круглого пролфілю променя

2.4. Симуляціне моделювання крила БпЛА літакового типу

Для проведення повноцінного порівняльного аналізу варто включити в дослідження крило БпЛА літакового типу . що працює з врахуванням законів аеродинаміки [4] .

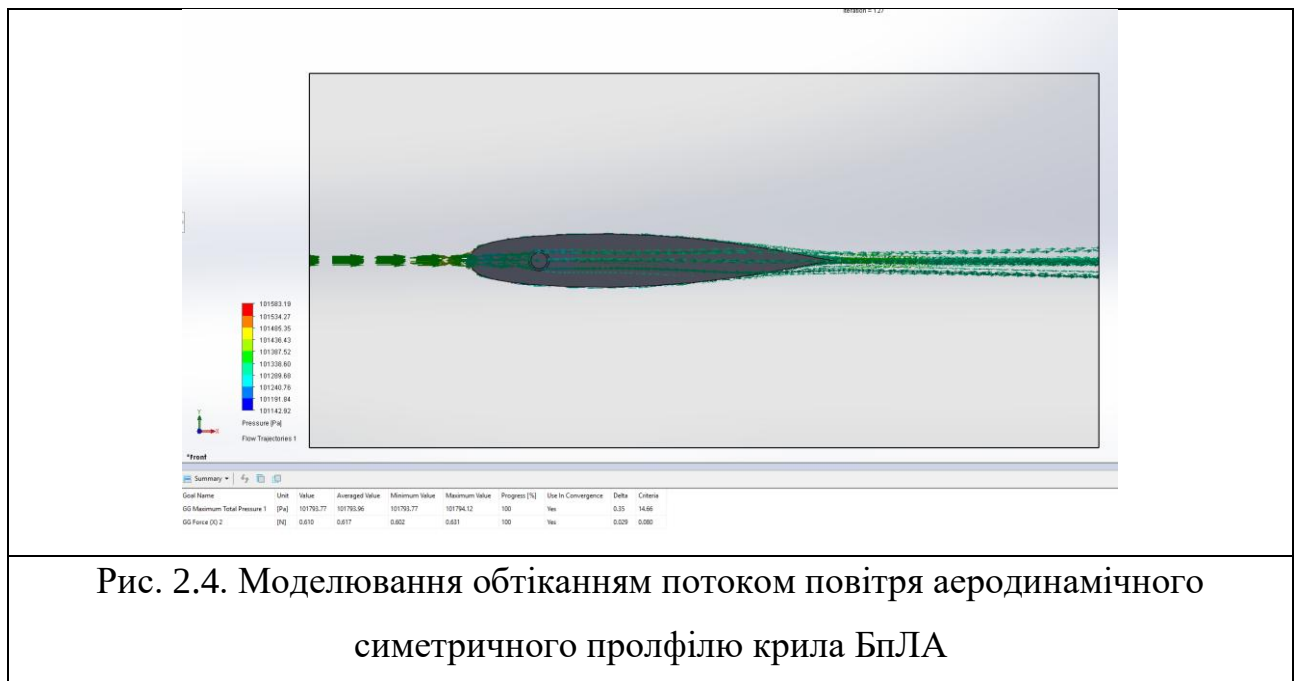
Прямокутний профіль показав зрив потоку практично відразу після його контакту з геометрією , в поточному дослідженні ситуація кардинально інша. Під впливом заокруглення носової частини потік розділяється без різкого удару , оранжева зона відсутня , лінії симетрично обтікають обидві площини, зрив потоку відсутній. Також на прямокутному профілі був змодельований турбулентний слід з великою кількістю крупних несиметричних завихрень , поточно гостра задня кромка (хвіст) дає можливість потоку плавно з'єднатись без утворення завихрень чи турбулентних ділянок , він є ламінарним.

Порівнюючи числові показники отримані в результаті моделювання бачимо що для прямокутного профілю максимальний тиск був 102 345.21 Па, зараз отриманий результат усереднений по значенню 101 763.08 Па .

Гальмівний тиск є значно меншим , профіль має підвищений показник проникності крізь повітряні шари.

Показник сили лобового опору у випадку луча БПЛА- 0.879 Н , поточно ж 0.017Н , з врахуванням того що за своїми габаритами крило БПЛА літакового типу є набагато більшим від крила FPV дрону результат є у 51раз меншим , що доводить що форма крила має набагато більше значення для польоту , аніж його розмір , хоча нам теж варто враховувати що специфіка виконання польоту для FPV та літакового типу є абсолютно різними .

Порівняльне дослідження аеродинамічних показників для профілю крила БПЛА літакового типу показало нам ідеальні показники за заданих умов . В результаті отримано стандартну картину протікання подій – потік плавно обтікає всю геометрію з виходом ламінарного потоку після , відсутні завихрення , турбулентні зони чи зони підвищеного тиску . Тому моя задача спробувати оптимізувати стандартний луч мультикоптеру по цьому прикладу та оцінити який результат та позитивні зміни будуть отримані , чи буде результат виправдовувати роботу та чи є сенс в подібних змінах.



3. РОЗРОБКА ТА РОЗРАХУНОК ОПТИМІЗОВАНОГО ЛУЧА

Для початку ведення розрахунків задаємо стандартні значення :
стандартними параметрами середовищі приймемо показники на рівня моря :

Щільність повітря $\rho=1.225 \text{ кг/м}^3$ та кінематичну в'язкість $\nu=1.5 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$.

Також обрано мотори Flash Hobby 3115 900KV на 10-ти дюймових пропах ,
тому вкажемо що :

Максимальна тяга одного мотора $T_{max} \approx 4000\text{г} \approx 39.2 \text{ Н}$.

Тяга за режиму підвісання для 2-кг дрона $T_{hov} \approx 500\text{г} \approx 4.9\text{Н}$.

Додатково :

Довжина луча 21см

Швидкість польоту 70км/год

3.1 Кінематика та швидкість потоку .

Спочатку проведемо розрахунки вертикальної та горизонтальної швидкостей
в метрах на секунду:

Індуктивна швидкість потоку від гвинта $v_{гв}$ визначається за теоремою про
імпульс як [6] :

$$v_{гв} = \sqrt{\frac{T_{гв}}{2 \cdot \rho \cdot A}} , \quad (3.1)$$

де:

T – тяга мотора , Н ;

ρ – щільність повітря , кг/м^3 ;

A – площа диска пропелера , м^2 ;

Розрахуємо площу диску пропелера наступним чином [6,9] :

$$A = \pm \pi \cdot R^2 , \quad (3.2)$$

де :

R – радіус гвинта , для пропу 10 дюймів діаметр рівний 25,4см , тоді радіус
гвинта 0,127 м.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	29
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Тоді :

$$A = \pm \pi \cdot R^2 = 3,1416 \cdot 0,127^2 \approx 0,0507 \text{ м}^2 .$$

Тоді індуктивна швидкість :

Індуктивна швидкість від потоку гвинта в режимі підвисання :

$$v_{\text{ГВ.П}} = \sqrt{\frac{T_{\text{Гор}}}{2 \cdot \rho \cdot A}} = \sqrt{\frac{4,9}{2 \cdot 1,225 \cdot 0,0507}} \approx 6,3 \text{ м/с} ;$$

Індуктивна швидкість від потоку гвинта за максимальної потужності :

$$v_{\text{ГВ.МАКС}} = \sqrt{\frac{T_{\text{МАКС}}}{2 \cdot \rho \cdot A}} = \sqrt{\frac{39,2}{2 \cdot 1,225 \cdot 0,0507}} \approx 17,8 \text{ м/с} ;$$

Також визначимо горизонтальну швидкість польоту $V_{\text{Гор}}$:

$$V_{\text{Гор}} = \frac{70}{3,6} \approx 19,44 \text{ м/с} ;$$

Для визначення кута розміщення лучів відносно рами борта під час польоту на заданій швидкості розрахуємо сумарний вектор швидкості та кут атаки :

Сумарний вектор швидкості розрахуємо як [6,9]:

$$V_{\Sigma} = \sqrt{V_{\text{Гор}}^2 + v_{\text{ГВ.П}}^2} = \sqrt{19,44^2 + 6,3^2} \approx 20,4 \text{ м/с} , \quad (3.3)$$

Тепер маємо змогу визначити кут атаки :

$$\alpha = \arctan \left(\frac{v_{\text{ГВ.П}}}{V_{\text{Гор}}} \right) = \arctan \left(\frac{6,3}{19,44} \right) \approx 18^\circ , \quad (3.4)$$

З чого отримуємо що за звичайного орієнтування луча відносно рами потік набігатиме на нього під кутом 18° , відбуватиметься робота під за великим кутом атаки що провокуватиме зрив потоку , тому приймемо рішення за моделювання розмістити луч під 18° відносно рами , для фіксування початку його роботи на швидкостях та оптимізації польоту дрона в робочому режимі.

3.2. Визначення геометрії профілю .

Задамо попередньо базові габарити профіля :

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	30
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Довжина $L = 21\text{см} = 0,21\text{ м}$;

Ширина профіля , хорда b попередньо задається 30мм , $0,030\text{ м}$. Що буде достатнім для вкладання всередину нього трьох кабелів 16awg та забезпечення жорсткості деталі.

Товщина в піковій точці $h = 15\text{ мм}$.

Розрахуємо число Рейнольдса для польоту на заданій швидкості [25] :

$$Re = \frac{V_{\text{гор}} \cdot b}{\nu} = \frac{19,44 \cdot 0,030}{1,5 \cdot 10^{-5}} \approx 39000 , \quad (3.5)$$

Отримане число Рейнольдса 20000 для авіації є наднизьким значенням , стандартні крила працюють при показнику більш ніж 1000000 , тобто нам не підійдуть стандартні товсті та гостроносі ламінарні профілі . Попередньо оберемо для проєктування профіль по типу $NACA\ 0020$, цей профіль має гарні показники роботи у турбулентних збурених потоках.

3.3. Порівняльний розрахунок сил опору .

Необхідно порівняти яку силу опору дає стандартний квадратний профіль променя товщиною 15мм

Коефіцієнт лобового опору C_x прямокутника під кутом $90^\circ \approx 1,05$

Площа одного профілю під обдувом [6,9] :

$$S = b \cdot L = 0,015 \cdot 0,21 = 0,00315\text{ м}^2 , \quad (3.6)$$

Тоді , прямокутний профіль створює силу опору [3,4]:

$$X = C_x \cdot \frac{\rho \cdot V_{\text{гор}}^2}{2} \cdot S = 1,05 \cdot \frac{1,225 \cdot 19,44^2}{2} \cdot 0,00315 = 0,765\text{ Н} , \quad (3.7)$$

Для $4x$ променів сумарний опір буде : $0,765 \cdot 4 = 3,06\text{ Н}$. Тобто приблизно 312 грам що постійно давлять на дрон та «штовхають» його назад .

Оптимізований профіль по типу $NACA\ 0015$:

Хорда 30мм при висоті 15мм має відносну товщину 50% , в авіації профілі з товщиною 50% не використовуються адже відрив потоку відбуватиметься надто рано , проте в нашому випадку використання

подібного компромісного варіанту в будь якому випадку буде кращим стандартного прямокутного профілю .

Через підвищену товщину коефіцієнт лобового опору буде вищим ніж у звичайного авіаційного крила $C_x \approx 0,22$.

$$X = C_x \cdot \frac{\rho \cdot V_{\text{гор}}^2}{2} \cdot S = 0,22 \cdot \frac{1,225 \cdot 19,44^2}{2} \cdot 0,00315 = 0,160 \text{ Н} ;$$

Для 4х променів сумарний опір буде : $0,160 \cdot 4 = 0,64 \text{ Н}$,що приблизно 65 грам.

З врахуванням того що профіль вийшов товстим – в результаті ми бачимо зменшення лобового опору з 312 г до 65 г , різниця майже в 5 разів є прийнятним результатом що гарантує наявність сенсу в поточному дослідженні .

3.4. Розрахунок міцності нової деталі .

За наданих масштабів та бажання не робити конструкцію надто великою для 10ти дюймового борта , ми маємо наступні геометричні показники б

Довжина хорди 30мм ;

Пікова висота 15мм ;

Товщина стінок 3мм ;

За таких умов внутрішній порожнистий простір буде приблизно $28 \times 8 \text{ мм}$, що забезпечить достатньо вільного місця для вкладання трьох кабелів 16 awg .

Максимальне напруження згину визначається як [6,9] :

$$\sigma = \frac{M}{W} , \quad (3.8)$$

де :

W – момент опору ;

Момент опору можемо приблизно розрахувати як показник для звичайного порожнистого прямокутника . Так як зусилля в нашому випадку спрямовані по двом осям – по осі X вертикальна тяга мотору , по осі Y напір зустрічного

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	32
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

потоків повітря (розподілене навантаження q), проведемо спочатку окремі розрахунки :

$B = 30 \text{ мм}$, $H = 15 \text{ мм}$, $t = 3 \text{ мм}$, $b = 23 \text{ мм}$, $h = 8 \text{ мм}$.

Момент опору відносно осі X [6]:

$$W_x = \frac{B \cdot H^3 - b \cdot h^3}{6 \cdot H} = \frac{30 \cdot 15^3 - 23 \cdot 8^3}{6 \cdot 15} = 994,2 \text{ мм}^3 , \quad (3.9)$$

Момент опору відносно осі Y [6]:

$$W_y = \frac{H \cdot B^3 - h \cdot b^3}{6 \cdot B} = \frac{15 \cdot 30^3 - 8 \cdot 23^3}{6 \cdot 30} = 1709,2 \text{ мм}^3 , \quad (3.10)$$

Також варто додати ремарку – формула що використовується провокує наявність певного запасу значень відносно реальних результатів , адже луч не є прямокутним , тому матимемо це на увазі далі.

Далі проведемо розрахунок діючих сил та моментів .

Вісь X сприймає навантаження від мотора , тому :

$$T_{max} = 39,2 \text{ Н}$$

Плече $L = 0,21 \text{ м}$

Тоді визначимо згинальний момент від мотору [10] :

$$M_x = T_{max} \cdot L = 39,2 \cdot 0,21 \approx 8,23 \text{ Н} \cdot \text{м} , \quad (3.11)$$

Вісь Y сприймає зустрічний напір потоків повітря , що діє на промінь як рівномірно розподілене навантаження q . Спочатку знайдемо показник динамічного тиску [25] :

$$p_{\square} = \frac{\rho \cdot V_{\text{гор}}^2}{2} = \frac{1,225 \cdot 19,44^2}{2} \approx 231,5 \text{ Н/м}^2 \text{ (Па)} , \quad (3.12)$$

Тепер можемо розрахувати розподілене навантаження наступним чином [6,9]:

$$q = p_{\square} \cdot H \cdot C_x = 231,5 \cdot 0,015 \cdot 0,22 \approx 0,764 \text{ Н/м} , \quad (3.13)$$

Максимальний згинальний момент від розподіленого навантаження для консольної балки виникає у точці кріплення і обчислюється [26]:

$$M_y = \frac{q \cdot L^2}{2} = \frac{0,764 \cdot 0,21^2}{2} \approx 0,017 \text{ Н} \cdot \text{м} , \quad (3.14)$$

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	33
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Отримавши всі необхідні показники тепер маємо змогу провести розрахунки напружень σ :

Необхідно перевести отримані значення в систему СІ :

$$W_x = 994.2 \cdot 10^{-9} \text{ м}^3$$

$$W_y = 1709.2 \cdot 10^{-9} \text{ м}^3$$

Тоді напруження від згину мотору :

$$\sigma_x = \frac{M_x}{W_x} = \frac{8.23}{994.2 \cdot 10^{-9}} \approx 8\,278\,012 \text{ Па} \approx 8.28 \text{ МПа}$$

Напруження від дії зустрічного потоку повітря :

$$\sigma_y = \frac{M_y}{W_y} = \frac{0.017}{1709.2 \cdot 10^{-9}} \approx 9\,946 \text{ Па} \approx 0.01 \text{ МПа}$$

Визначимо сумарне максимальне напруження – косе згинання [12]:

$$\sigma_{\text{заг}} = \sigma_x + \sigma_y = 8.28 + 0.01 = 8.29 \text{ МПа} , \quad (3.15)$$

У висновку маємо - момент створений дією зустрічного потоку повітря :

0,017 Н·м є дуже малим , його впливом на міцність променя можна нехтувати, адже подібний показник не може мати помітного чи руйнівного впливу на проєктований луч. Сумарне отримане напруження 8,29МПа є у 5 разів меншим від границю міцності чистого пластику 40МПа , також враховуємо що через неточність використаної формули моменту опору фактичне значення є ще меншим , приблизно на 40-50% , тому конструкція має надвисоку міцність за заданих умов. За потреби при проєктуванні ми можемо змінити ту ж товщину стінок з 3,5 мм до 2-2,5мм.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	34
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

4. МОДЕЛЮВАННЯ ОПТИМІЗОВАНОГО ЛУЧА

Наступним проведемо моделювання оновленого оптимізованого променя дрона для рами дрону 10 дюймів в програмі SolidWorks. Для зняття розмірів використаємо 3D – модель фактичної рами котру будемо використовувати для збірки та обліту. Для початку моделювання знімемо скетч (для фіксування розмірів) з стандартного луча , попередньо врахуємо розміри мотора що встановлюються на борт.

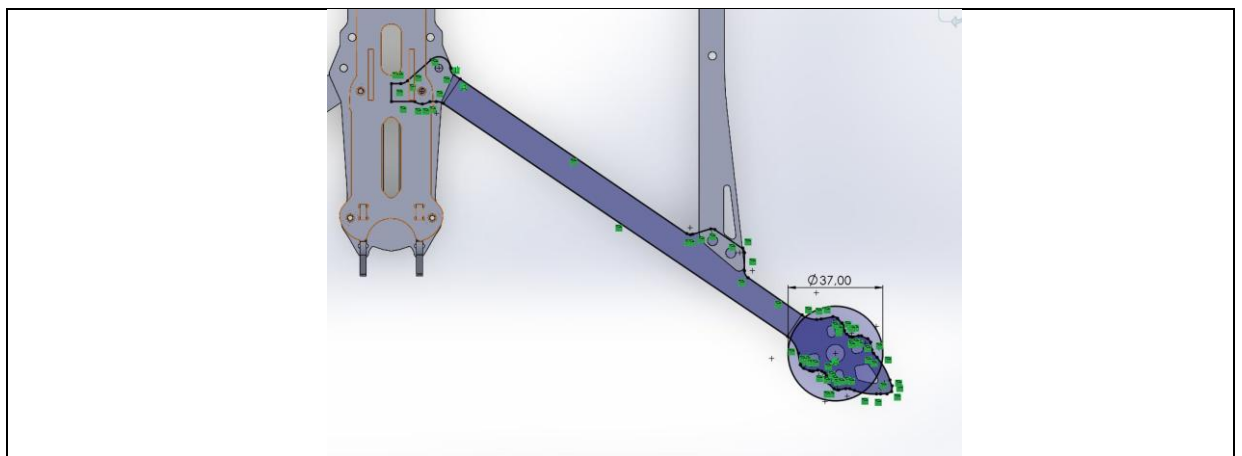


Рис. 4.1. Зняття розмірів луча

Далі створимо скетч нової геометрії часини луча без місць під кріплення , позиціонуємо його з врахуванням кута тангажу 20° . Також ми орієнтуємо на профіль НАСА 0015 , проте з врахуванням фактичних розмірів – повне відтворення геометрії не є можливим , тому працюємо з врахуванням хорди 30мм , максимальної висоти 15мм та товщини стінки 3мм. Результати симуляційного моделювання покажуть чи був такий підхід правильним та резонним.

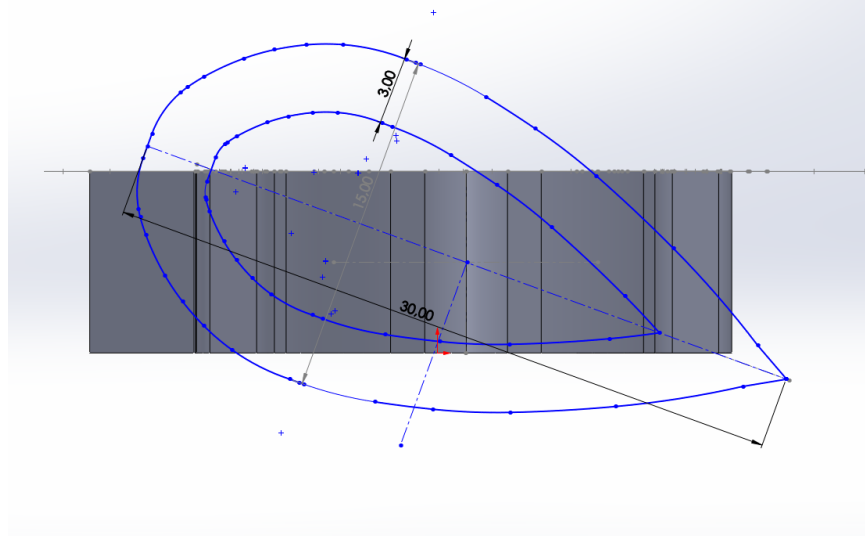


Рис. 4.2. Скетч геометрії профілю оптимізованого луча

Далі просто за допомогою функції «Витягнута бобишкка» витягуємо тіло та об'єднуємо дві площини .

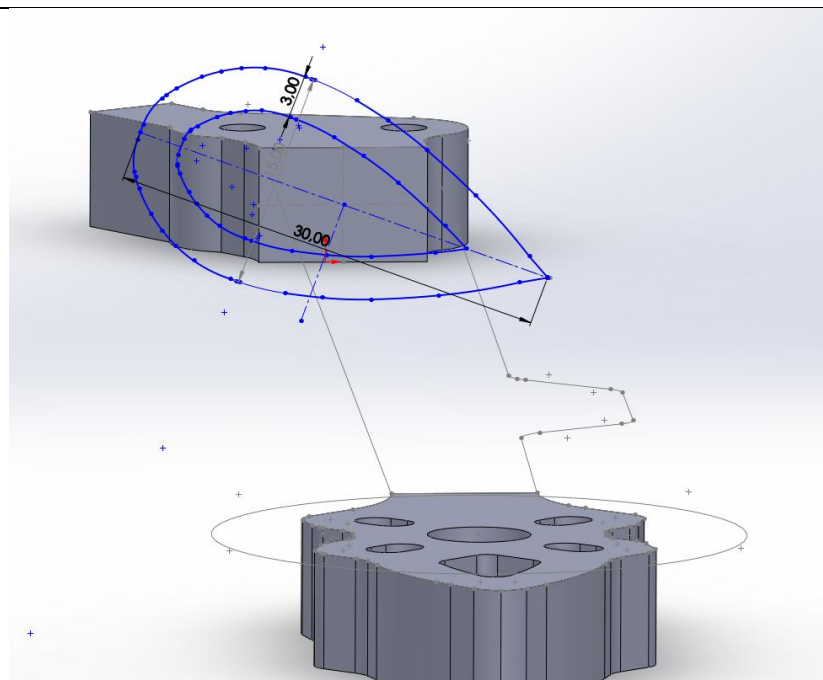


Рис . 4.3 Напряв витягування тіла

Тепер необхідно лиш додати отвори під вхід та вихід кабелей з моторів , оскільки вони лягають чітко під товщину оригінального луча – ширину отвору лишаємо відповідну , додаємо скруглення для ліквідації можливості перетирання кабелів на гострих кутах .

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ

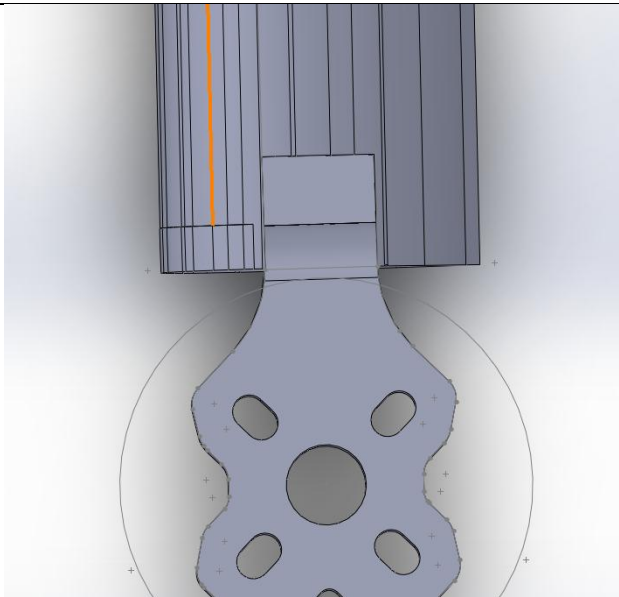


Рис . 4.4. Отвір під вхід кабелей

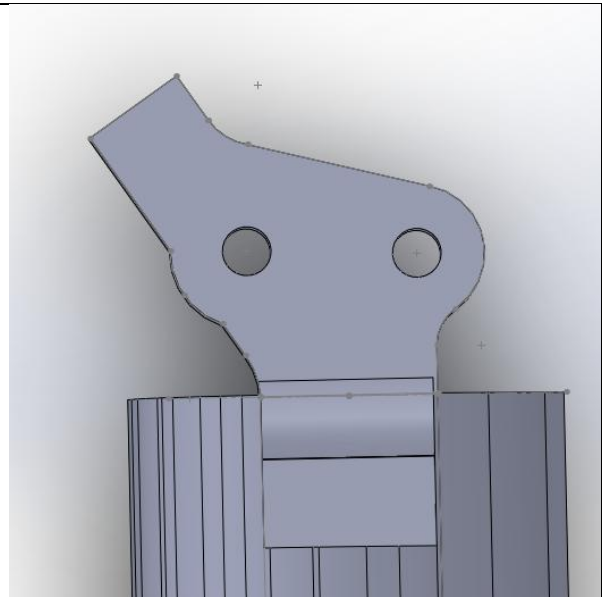


Рис . 4.5. Отвір під вихід кабелей

В результаті ми отримали новий оптимізований промінь котрий має забезпечити покращені показники пов'язані з аеродинамічністю , також зменшити розхід батареї . Проте оскільки всі чотири лучі різні – моделюємо їх окремо.

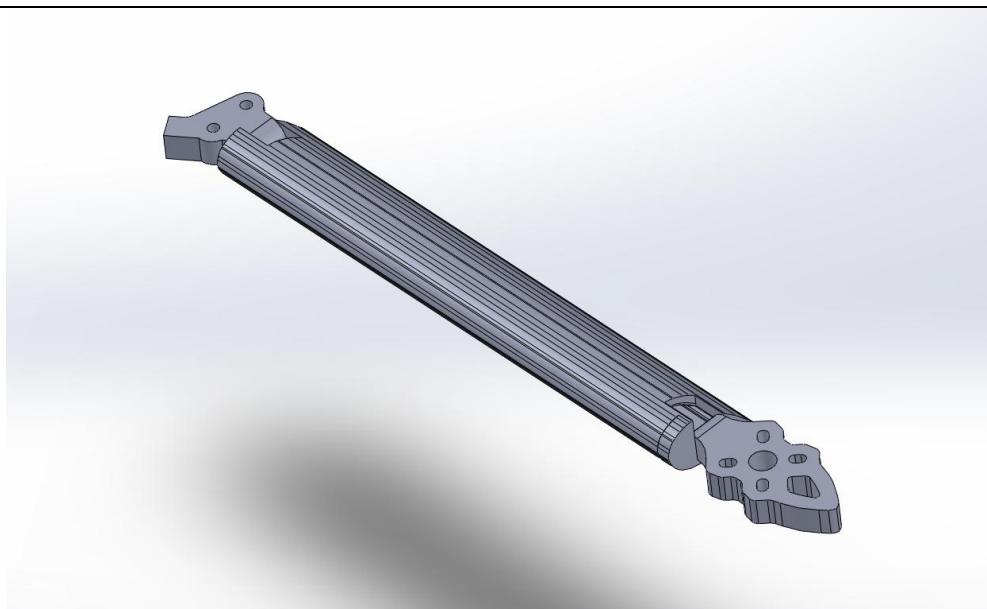


Рис 4.6 Оновлений промінь дрона

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ

5. АНАЛІЗ ОТРИМАНИХ РЕЗУЛЬТАТІВ

Для проведення остаточного моделювання в Flow Simulation необхідно встановити правильне положення луча відносно борта. З врахуванням того що на швидкості 70км/год борт нахиляється вперед приблизно на 20° - промінь встановимо відповідним чином , в результаті чого лінія осі профілю перерізу стане паралельно горизонту.

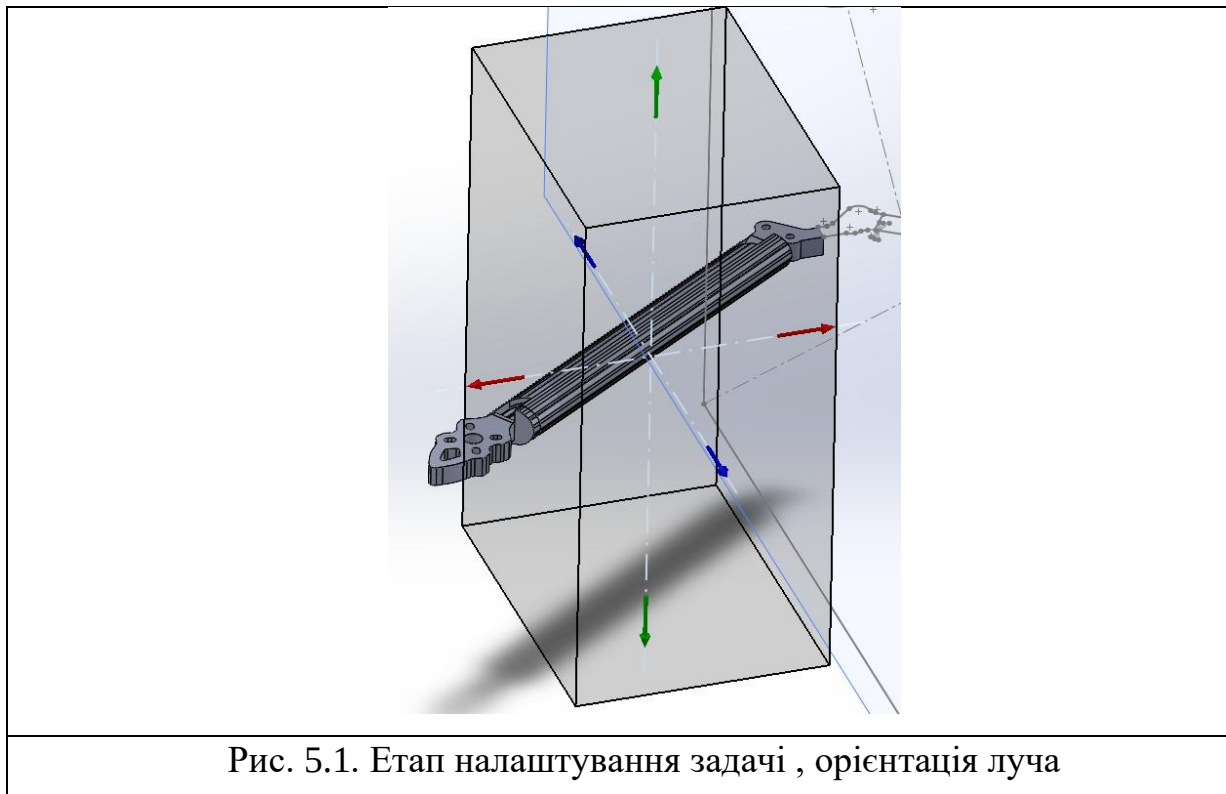


Рис. 5.1. Етап налаштування задачі , орієнтація луча

Аналіз результатів моделювання :

Потік повітря плавно та симетрично розподіляється на обидві площини профілю. Відсутні помаранчеві області , округла передня товщина та плавне зменшення ширини луча на хвості забезпечує м'яке розподілення течії , плавне обтікання контуру та відсутність зон підвищеного опору. Збігання потоків відбувається абсолютно без завихрень , потік ламінарний а зони вакууму відсутні.

Аналіз числових результатів :

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	38
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Показник лобового опору в поточному дослідженні досяг максимального значення 0,235 Н , усереднене значення становить 0,233 Н . Загально для 4х лучів значення становить 0.932 Н , що рівно 95ти грамам зустрічного гальмівного зусилля.

Максимальний тиск становить 102 017.98 Па , середнє значення отримано на рівні 102 012 .35 Па . Поточне значення обумовлено тим що новий профіль має хорду 30 мм - він фізично довший уздовж потоку, ніж базовий прямокутник, також стінка товщиною 3 мм дає надійну опору, потік довше взаємодіє з поверхнею променя що викликає ефект динамічного підтискання та створює стабільне без розривне обтікання. Тиск розподіляється плавно по дотичній до профілю.

Підведемо загальні висновки до дослідження :

Проведено числове CFD-моделювання розробленого попередньо, оптимізованого профілю променя хордою 30 мм та товщиною 15 мм, інтегрованого під кутом тангажу 20° до набігаючого потоку повітря на швидкості 70 км/год.

Візуалізація ліній току підтверджує достатньо високу аеродинамічну ефективність розробленої геометрії, на відміну від базового прямокутного профілю, де спостерігався миттєвий зрив прикордонного шару, каплеподібний профіль забезпечує повністю безрозривне обтікання верхньої та нижньої граней елемента конструкції. Зона донного завихрення за задньою кромкою променя практично повністю нівельована.

За результатами аналізу числових результатів - усереднене значення сили лобового опору оптимізованого променя склало 0.233 Н. Більш точне порівняння зі стандартним профілем проведемо згодом.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	39
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

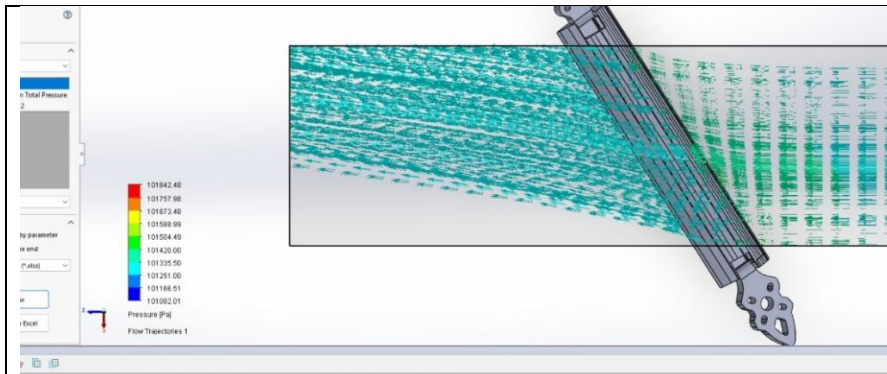


Рис. 5.2.
Симуляція
набігаючого
потoku на
новий луч.
Вид А

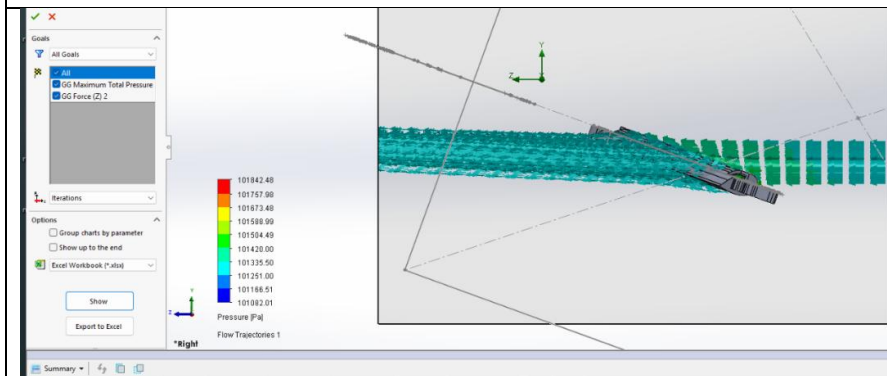


Рис. 5.3.
Симуляція
набігаючого
потoku на
новий луч.
Вид Б.

6. ПОРІВНЯННЯ СТАНДАРТНОГО ПРОМЕНЯ ТА ОПТИМІЗОВАНОГО

Для об'єктивної оцінки ефективності геометричних параметрів розробленого аеродинамічного променя було виконано серію віртуальних експериментальних симуляцій для різних типів лучів БпЛА у середовищі числового моделювання та гідро-газодинаміки (CFD). Порівняльний аналіз охоплював чотири базові конфігурації лучів рамних структур мультироторних систем:

- 1) Прямокутний переріз за умов перпендикулярного обтікання потоком повітря $\alpha = 0^\circ$;
- 2) Прямокутний переріз під кутом атаки, що відповідає динамічному нахилу корпусу $\alpha = 20^\circ$;
- 3) Товстостінна балка круглого перерізу.
- 4) Модифікований товстий крилоподібний профіль авіаційного типу із заклинюванням під робочий кут набігаючого потоку.

Усі дослідження проводилися за уніфікованих граничних умов: швидкість горизонтального переміщення повітряного середовища становила $V = 19.44$ м/с (що відповідає експлуатаційній швидкості апарата 70 км/год, щільність повітря $\rho = 1.225$ кг/м, кінематична в'язкість $\nu = 1.5 \cdot 10^{-5}$ м²/с.

Топологія повітряних потоків та механіка відриву прикордонного шару :

Аналіз кінематичних карт обтікання дав можливість виявити та оцінити розбіжності у характері формування турбулентних слідів за досліджуваними об'єктами.

При взаємодії набігаючого потоку з прямокутною геометрією $\alpha = 0^\circ$ зафіксовано утворення зони гальмування перед плоским торцем, гострі вхідні кромки з кутом контакту 90° виступають інтенсифікаторами турбулентності, провокуючи миттєвий відрив прикордонного шару. Як наслідок, за

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	41
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

підвітряною стороною балки формується масивна застійна зона (донна каверна), заповнена рециркуляційними вихорами великого масштабу.

Нахил прямокутного профілю на кут $\alpha = 20^\circ$ призводить до крупної асиметрії гідродинамічного поля, точка повного гальмування зміщується на нижнє фронтальне ребро балки, верхня горизонтальна грань повністю опиняється в аеродинамічній «тіні», що викликає утворення несиметричного вихрового сліду, де верхні завихрення суттєво перевищують нижні за лінійними габаритами. Така нестационарна картина генерує додаткові пульсації тиску, що негативно позначається на стабілізації кутових швидкостей БПЛА.

Круглий переріз демонструє ламінезоване обтікання виключно на фронтальній півсфері. Проте через відсутність звуження геометрії в хвостовій частині, прикордонний шар втрачає кінетичну енергію і відривається від поверхні циліндра у точках максимального поперечного габариту. Це призводить до утворення доріжки вихорів великої протяжності.

Модифікований аеродинамічний профіль (хорда 30 мм, товщина 15 мм) забезпечує практично ідеальне безрозривне ламінарне обтікання під робочим кутом нахилу. Незважаючи на значну відносну товщину 50%, каплеподібний обрис і плавне сходження потоків до задньої кромки дозволяють верхньому та нижньому шарам повітря з'єднуватися на хвості профілю без утворення вихрових структур. Градієнт швидкостей уздовж стінок залишається рівномірним, що свідчить про мінімізацію опору тертя.

Для більш детального порівняння енергетичних втрат доцільно проаналізувати числові параметри, отримані під час симуляційних моделювань.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	42
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Таблиця 5.1.

Геометрична конфігурація променя	Макс.повний тиск на носі, [Па]	Усереднена сила лобового опору F_x [Н]	Сумарний опір рами (4 або 6 променів), [Н]	Коефіцієнт ефективності форми (відносний)
Прямокутний профіль $\alpha=0^\circ$	102 345. 21	0,879	3.516	Прийнятий за базу
Прямокутний профіль $\alpha=20^\circ$	101 689. 86	0,522	2,088	Покращення на 40%
Круглий профіль	101 801. 25	1,406	8,436	Погіршення на 59,9%
Оптимізований профіль	102 012 . 35	0,233	0,932	Покращення на 73,5%

Аналіз табличних даних показує що круглий профіль, попри візуальну «гладкість», генерує максимальне гальмівне зусилля 1.406 Н (на один елемент), що зумовлено збільшеною площею міделевого перерізу та специфікою критичного зриву потоку з циліндричної поверхні.

Перехід від класичного прямокутного бруса до розробленого каплеподібного профілю в умовах реального кута нахилу 20° забезпечує зниження паразитної сили опору з 0.522 Н до 0.233 Н, що становить відносне демпфування лобового супротиву повітря в 2.24 рази.

Також проведемо дослідження ефективності нашого виробу в контексті витрат батарей.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	43
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Вибір базових параметрів :

Акумулятор (Популярний вибір для 10" далекольотів):

Li-Ion 6S2P 21700 ємністю 8000 мАг (на базі елементів Molicel INR21700-P42A або аналогів), номінальна напруга $U_{\text{ном}}$ - 22.2 В (3.7 В на банку).

Запасна енергія акумулятора $E_{\text{бат}}$ [14]:

$$E_{\text{бат}} = 8,0\text{Аг} \cdot 22,2\text{ В} = 177,6\text{ Вт} \cdot \text{год}$$

З польотних даних (Flash Hobby 3115 900KV + пропи 10"):

Ефективність (круїзна якість ВМГ) на швидкості 70 км/год для 10-дюймового дрона масою близько 2 кг становить приблизно g_e г/Вт (або 0.049 Н/В), для генерації 1 Ньютона сили гвинтомоторна група споживає близько 20.4 Вт електроенергії.

Розрахунок зекономленої потужності (ΔP):

З CFD-досліджень ми знаємо, що при нахилі 20° на швидкості 70 км/год: опір 4-х прямокутних променів 2.088 Н, опір 4-х оптимізованих променів 0.932 Н

Різниця в силі лобового опору (ΔX):

$$\Delta X = 2.088\text{Н} - 0.932\text{ Н} = 1.156\text{Н} \approx 118\text{ грам.}$$

Під час руху борту вперед цей лобовий опір нахиляє загальний вектор тяги, для компенсації 1.156 Н гальмування і підтримки швидкості 70 км/год, мотори змушені постійно витрачати додаткову електричну потужність.

Розрахуємо чисту зекономлену потужність ΔP через круїзну ефективність ВМГ [17]:

$$\Delta P = \frac{\Delta X}{g_e} = \frac{1.156\text{ Н}}{0,049\text{ Н/Вт}} \approx 23,6\text{ Вт}$$

Отриманий показник свідчить про змогу борту в кожну секунду польоту споживати в середньому на 23.6 Вт менше енергії лише за рахунок зменшення аеродинамічного опору рами.

Розрахунок часу польоту :

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	44
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Для 2-кілограмового 10" дрона середня споживана потужність у горизонтальному польоті на швидкості 70 км/год із прямокутними променями становить приблизно $P_{сер} = 340$ Вт (струм близько 15.3 А).

Стандартний борт :

Час польоту $T_{сер}$ [18]:

$$T_{сер} = \frac{E_{бат}}{P_{сер}} = \frac{177,6 \text{ Вт} \cdot \text{год}}{340 \text{ Вт}} \approx 0.522 \text{ години} \approx 31 \text{ хв } 20 \text{ сек}$$

Борт з оптимізованим лучем:

Споживана потужність:

$$P_{нов} = 340 \text{ Вт} - 23.6 \text{ Вт} = 316.4 \text{ Вт}$$

Час польоту $T_{нов}$:

$$T_{нов} = \frac{E_{бат}}{P_{нов}} = \frac{177,6 \text{ Вт} \cdot \text{год}}{316.4 \text{ Вт}} \approx 0.561 \text{ години} \approx 33 \text{ хв } 40 \text{ сек}$$

Різниця в часі польоту ΔT :

$$\Delta T = 33 \text{ хв } 40 \text{ сек} - 31 \text{ хв } 20 \text{ сек} = +2 \text{ хвилини } 20 \text{ секунд}$$

В результаті дійдемо висновку що економія енергії становить:

$\frac{23,6 \text{ Вт}}{340 \text{ Вт}} \cdot 100\% \approx 7\%$. Модифікація геометрії променя знижує загальне енергоспоживання борту в горизонтальному польоті на 7%., для батареї Li-Ion 6S2P 8000mAh забезпечено чистий приріст часу польоту на 2 хвилини 20 секунд, при швидкості 70 км/год забезпечено додаткові 2.3 хвилини польоту , приблизно +2.7 км польотної дистанції.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	45
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

7. 3D ДРУК ГОТОВОГО ВИРОБУ

Для виготовлення наших виробів скористаємось методом FDM – друку.

7.1. Загальні відомості .

Для друку лучів ми використовуватимемо матеріал PETG , принтер Bambulab X1-Carbon .

7.2. Налаштування процесу .

1.1 Для мінімізації внутрішніх напружень та запобігання деламінації під дією зовнішніх факторів , налаштуємо параметри друку наступним чином :

Температура сопла встановлюється на рівні 250°C, висока температура знижує в'язкість розплаву та забезпечує максимальну дифузію полімерних ланцюгів між шарами, що підвищує міцність променя на згин.

Температура робочого столу 80°C .

1.2. Параметри геометрії та міцності стінок .

Оскільки промінь порожнистий і має стінку 3 мм налаштуємо друк так щоб він був монолітним , без використання хаотичного внутрішнього заповнення, яке погіршує баланс маси:

Діаметр сопла : використаємо стандартне сопло 0.4мм .

Товщина шару 0.40 мм .

Кількість верхніх/нижніх шарів встановимо як 5 шарів для забезпечення жорсткості торців кріплення до рами та мотора.

1.3. Швидкісні режими польоту сопла .

Принтери Bambulab за замовчуванням друкують PETG на швидкостях 150–200 мм/с, для силового променя дрона ці швидкості потрібно штучно знизити, щоб пластик встигав якісно прогріватися, тому встановимо їх на рівні 60–80 мм/с.

Швидкість друку внутрішніх стінок встановимо 90–100 мм/с.

Готовий зібраний виріб буде продемонстровано під час захисту дипломної роботи

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	46
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

8. ОХОРОНА ПРАЦІ

Відповідно до методології системного аналізу безпеки складних технічних систем ДСТУ EN ISO 12100:2014 «Безпечність машин. Загальні принципи проектування», процес розробки та аеродинамічних випробувань променів БПЛА супроводжується перманентною або спорадичною дією комплексу взаємопов'язаних небезпечних і шкідливих виробничих факторів.

1.1. Фізичні небезпечні та шкідливі фактори. Найбільшу питому вагу у структурі потенційних ризиків посідають фактори механічного та електротермічного походження:

Кінетична енергія рухомих елементів та повітряного гвинта, під час натурних випробувань силової установки на базі двигуна Flash Hobby 3115 900KV із 10-дюймовими пропелерами кутова швидкість обертання ротора досягає $\omega \approx 830$ рад/с / 8000об/хв. Лінійна швидкість кінців лопатей пропелера наближається до критичних значень, створюючи екстремальну загрозу механічного травмування оператора (категорії «роздавлювання», «поранення» та «ампутація» згідно з класифікацією ДСТУ). Додаткову небезпеку становлять відкриті рухомі елементи кінематики 3D-принтера (шасі, крокові двигуни, зубчасті паси передач), які здатні захоплювати одяг чи волосся персоналу.

Електромагнітне ураження високою напругою: Обчислювальний комплекс, силові блоки 3D-принтерів та лабораторні джерела живлення постійного струму випробувального стенда підключені до промислової електромережі змінного струму частотою 50Гц та напругою 220/380 В. За умов пробою ізоляції або деградації діелектричних властивостей конструкційних матеріалів обладнання виникає ризик проходження електричного струму через тіло людини, що загрожує фібриляцією серця та судомним спазмом дихальних шляхів.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	47
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Екстремальні термічні поля поверхні обладнання: Процес пошарового наплавлення вуглецево-полімерних композитів (наприклад, Carbon-Nylon чи PPA-CF) вимагає підтримки температури екструзійної головки (хотенда) в діапазоні 260-290 °С та нагрівальної платформи (робочого столу) до 100-110°С. Прямий контакт шкірних покривів дослідника з цими вузлами призводить до термічних опіків II–III ступенів.

1.2. Хімічні шкідливі фактори та аерозольні емісії

Процес розплавлення термопластів у процесі FDM/FFF друку є джерелом термічної деструкції полімерних ланцюгів. При роботі з конструкційними пластиками у повітря робочої зони виділяються:

Капілярні та летючі органічні сполуки (ЛОС), включаючи слідові кількості стиролу, акролеїну та формальдегіду (залежно від матриці полімеру).

Ультрадисперсні тверді частинки (UFP) та наночастинки вуглецевого наповнювача (при деструкції Carbon-Nylon), які здатні проникати глибоко в альвеоли легень, викликаючи хронічні обструктивні захворювання та хімічну інтоксикацію організму. Стан повітряного середовища підлягає жорсткому моніторингу відповідно до регламенту ДСТУ EN 14042:2004.

1.3. Психофізіологічні шкідливі фактори

Етап комп'ютерного моделювання геометрії променя та проведення ітераційних CFD-продувки пов'язаний із тривалою статичною напругою зорового аналізатора інженера. Робота за відеодисплейними терміналами (ВДТ) викликає синдром комп'ютерного зору, загальну втому, а також розлади опорно-рухового апарату внаслідок вимушеної гіподинамії та нерациональної ергономіки робочого місця.

Для мінімізації виявлених факторів до рівня прийнятної ризику в межах дипломного проєкту розроблено та впроваджено систему трирівневого інженерного захисту.

2.1. Електробезпека та захисні заземлювальні пристрої

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	48
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Електроустановки лабораторії класифікуються як споживачі до 1000В у приміщеннях без підвищеної небезпеки. Розрахунок та оптимізація систем захисту виконані керуючись ДСТУ Б В.2.5-82:2016 та НПАОП 40.1-1.21-98:

Захисне заземлення: Усі металеві неструмоведучі корпуси обладнання (шасі 3D-принтера, станина випробувального стенда) примусово інтегровані в магістраль заземлення. Опір заземлювального пристрою за умов питомого опору ґрунту $\rho = 100 \text{ Ом}\cdot\text{м}$ не перевищує $R = 4 \text{ Ом}$, що забезпечує миттєве зниження потенціалу на корпусі до безпечного рівня при пробіі.

2.2. Санітарно-гігієнічне нормування виробничого середовища

Організація повітрообміну: Зважаючи на емісію ЛОС від термопластів, зона 3D-друку виділена в окремий локальний об'єм, обладнаний витяжною шафою з автономною примусовою вентиляцією. Розрахунок необхідного об'єму припливного повітря виконувався за критерієм розбавлення шкідливих речовин до значень ГДК (гранично допустимих концентрацій) згідно з ДСТУ EN 13779:2011.

Проектування систем штучного освітлення: Для запобігання втоми очей при роботі з графічними інтерфейсами САПР, штучне освітлення лабораторії спроектовано за вимогами ДБН В.2.5-28:2018. Застосовано комбіновану систему з використанням світлодіодних джерел світла з колірною температурою $T = 4000 \text{ К}$ (нейтральний білий). Нормована освітленість на робочій поверхні столу становить $E = 500$ як за показника засліпленості що виключає появу дзеркальних відблисків на моніторі.

2.3. Безпека при динамічних аеродинамічних випробуваннях ВМГ

Оскільки кінетична енергія обертового 10-дюймового пропелера становить значну загрозу, експериментальна верифікація оптимізованого променя потребує впровадження жорстких бар'єрних заходи безпеки:

Розрахунок захисного екрана: Випробувальний стенд укомплектовано суцільним захисним кожухом-бар'єром закритого типу, виконаним із

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	49
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

листового монолітного полікарбонату за стандартом ДСТУ EN ISO 14120:2015. Товщина стінки екрана розрахована на поглинання кінетичної енергії уламка лопаті масою $m = 15$ г при її аварійному відриві на максимальних. Полікарбонат товщиною 6 мм має ударну міцність понад 900кДж/м, що повністю локалізує можливе руйнування всередині випробувальної камери.

Дистанційне керування (Телеметрія): Фізична присутність оператора в площині обертання гвинта під час подачі живлення заборонена. Керування обертами двигуна Flash Hobby та зняття показників датчиків тяги/крутного моменту реалізовано через бездротовий або оптично ізольований інтерфейс керування із винесенням пульта оператора в суміжну зону.

Комплекс засобів індивідуального захисту (ЗІЗ): За необхідності проведення локальних налагоджувальних робіт, персонал забезпечується ЗІЗ органів зору (балістичні окуляри з полікарбонатними лінзами за ДСТУ EN 166:2017) та органів слуху (наушники протишумові з акустичною ефективністю $SNR = 28$ дБ за ДСТУ EN 352-1:2018).

Забезпечення пожежної безпеки та цивільного захисту у надзвичайних ситуаціях

Лабораторія дослідження БПЛА за класифікацією ДСТУ належить до категорії «В» (пожежонебезпечна) у зв'язку з концентрацією горючих полімерних матеріалів та літій-іонних/літій-полімерних акумуляторних батарей великої ємності.

3.1. Комплекс пожежно-профілактичних заходів

Пожежна безпека об'єкта розроблена відповідно до вимог Кодексу цивільного захисту України та гармонізованого стандарту ДСТУ EN 3-7:2014:

Приміщення обладнане автономною системою пожежної сигналізації з димовими оптико-електронними сповіщувачами.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	50
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Для локалізації первинних осередків займання робоче місце інженера оснащено вуглекислотними вогнегасниками типу ВВ-3 (допущеними до гасіння електроустановок під напругою до 1000 В. Використання пінних або водних вогнегасників категорично заборонено через загрозу короткого замикання та бурхливу екзотермічну реакцію при контакті води з компонентами літієвих батарей.

Електроніка 3D-принтерів містить апаратні переривники живлення у разі виявлення помилок термодатчиків (Thermal Runaway Protection), що запобігає неконтрольованому нагріву ТЕНів у разі програмного збою.

3.2. Алгоритм дій персоналу при виникненні надзвичайних ситуацій (НС) у разі виникнення НС техногенного характеру (термічний розгін літієвого акумулятора, замикання силового ланцюга стенду із загрозою пожежі) впроваджується такий протокол дій:

Аварійна деактивація: Оператор активує кнопку аварійної зупинки загального живлення («Екстрене вимкнення»), що призводить до повного гальванічного знеструмлення випробувального стенду та адитивного обладнання.

Оповіщення та ліквідація: Здійснюється виклик підрозділів ДСНС за телефоном «101». При незначному задимленні приймаються заходи щодо локалізації вогню за допомогою первинних засобів пожежогасіння.

Евакуація: Персонал негайно залишає небезпечну зону за заздалегідь розробленими евакуаційними маршрутами, що позначені світло відбивними покажчиками та знаками безпеки відповідно до регламенту ДСТУ ISO 7010:2019.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	51
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

У цьому дипломному проєкті вирішено актуальну для сьогодення науково-технічну задачу підвищення енергетичної автономності та покращення швидкісних характеристик БПЛА мультироторного типу за рахунок цілеспрямованої зміни геометрії променів рами. Комплексний аналіз, що поєднав теоретичні інженерні розрахунки, числове CFD-моделювання та перевірку конструкційної міцності, дозволяє сформулювати основні висновки та результати роботи:

Обґрунтовано поточні аеродинамічні недоліки серійних рамних конструкцій. На основі аналізу поведінки повітряних потоків встановлено, що традиційні промені прямокутного та круглого перерізів працюють у режимі постійного зриву прикордонного шару, при швидкості польоту 70 км/год прямокутний профіль під кутом атаки 20° провокує утворення масивної асиметричної вихрової структури, а круглий — протяжний донний слід низького тиску через ранній відрив потоку на лінії міделю. Це створює значний формовий опір 0.522 Н та 1.406 Н відповідно, що штучно обмежує ККД гвинтомоторної групи.

Розроблено та верифіковано геометрію модифікованого аеродинамічного променя, як альтернативу неефективним базовим брускам запропоновано товстий симетричний профіль авіаційного типу з хордою 30 мм та максимальною товщиною 15 мм. Результати числового моделювання у середовищі SolidWorks Flow Simulation підтвердили, що така каплеподібна конфігурація, інтегрована в раму з урахуванням кута тангажу 20° забезпечує ламінезоване, повністю безрозривне обтікання поверхні. Сила лобового опору одного променя знизилася до 0.233Н, що у 2.24 раз менше порівняно з прямокутним аналогом за ідентичних умов.

Доведено конструкційну надійність нової деталі при просторовому навантаженні, зменшення лобового опору не призвело до деградації міцнісних

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	52
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

характеристик конструкції. За рахунок порожнистої коробчастої структури профілю зі стінками 3 мм було отримано раціональні геометричні моменти опору перерізу $W_x = 994,2 \text{ мм}^3$, $W_y = 1709,2 \text{ мм}^3$. Перевірочний розрахунок на косий згин під одночасною дією максимальної вертикальної тяги моторів Flash Hobby 3115 (39,2 Н) та розподіленого вітрового навантаження (0,764 Н/м) показав сумарне напруження $\sigma = 8,29 \text{ МПа}$. Це значно менше за допустиму границю міцності композитів для 3D-друку ($\sigma = 40 \text{ МПа}$), що гарантує майже п'ятикратний запас міцності при аварійних та експлуатаційних перевантаженнях.

Експериментально підтверджено внутрішній об'єм та технологічність. Внутрішні порожнисті габарити профілю (24 x 9 мм у найтовстішій частині) повністю вирішують проблему внутрішнього трасування силових кабелів 16AWG/14AWG без ризику їх перетирання. Обрані геометричні параметри оптимізовано під адитивне виробництво за технологією FDM/FFF (використання матеріалів класу PETG, Carbon-Nylon), що забезпечує низьку матеріаломісткість і простоту редизайну рами в польових або промислових умовах.

Обчислено реальний енергетичний та тактико-технічний ефект, математичне моделювання енергетичного балансу бортової мережі при живленні від популярного акумулятора Li-Ion 6S2P ємністю 8000 мАг показало, що нівелювання паразитного опору рами економить 23,6 Вт потужності, знижуючи загальне споживання дрона на 7%. На практиці цей результат забезпечує чисту пролонгацію тривалості польоту на 2 хвилини 20 секунд (з 31:20 до 33:40 хв). При круїзній швидкості 70 км/год цей приріст часу конвертується у додаткові 2,7 км польотної дистанції (розширення радіуса дії на 1,35 км із поверненням), що суттєво підвищує автономність та радіус виконання місій апарата.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	53
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Виконано вимоги щодо безпеки праці та проектування. Конструкцію випробувального обладнання та технологічний процес виготовлення деталі спроектовано з урахуванням сучасних стандартів електробезпеки, пожежної профілактики та санітарних норм. Зокрема, обґрунтовано необхідність використання захисного екрана з монолітного полікарбонату товщиною 6 мм під час стендових продувок ВМГ, що повністю локалізує кінетичну енергію потенційного руйнування лопатей пропелера (82.8 Дж) та мінімізує ризики виробничого травматизму до нормативно допустимих меж.

Розроблений у дипломному проєкті метод аеродинамічного профілювання променів повністю виправдав себе як з теоретичної, так і з практичної точки зору, і може бути рекомендований для впровадження у виробництво нових серій далеколітніх 10-дюймових FPV-платформ.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	54
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

- 1) Михайло Жирохов . Війна дронів. Безпілотники в російсько-українській війні.2024р
- 2) Дмитро Сохан. Лекції до дисципліни «Адитивні технології».2025р.
- 3) Матвеєнко В. М. Проектування та конструювання безпілотних літальних апаратів : навч. посіб. / В. М. Матвеєнко, О. М. Зінченко. — К. : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. — 256 с.
- 4) Приходько О. А. Аеродинаміка літальних апаратів : підручник / О. А. Приходько. — К. : НАУ, 2010. — 288 с.
- 5) Хільчевський В. В. Матеріалознавство і технологія конструкційних матеріалів : підручник / В. В. Хільчевський. — К. : Либідь, 2002. — 328 с.
- 6) Писаренко Г. С., Квітка О. Л., Уманець С. С. Опір матеріалів : підручник для студ. вищих навч. закл. / за ред. Г. С. Писаренка. 2-ге вид. Київ : Вища школа, 2004. 655 с.
- 7) Sadraey M. H. Unmanned Aircraft Design: A Review of Fundamentals. Princeton : IntechOpen, 2017. 204 p.
- 8) Hoffman E. Jig and Fixture Design. 5th ed. Clifton Park : Delmar Cengage Learning, 2004. 528 p.
- 9) Опір матеріалів : підручник / Г. С. Писаренко, О. Л. Квітка, С. С. Уманець ; за ред. Г. С. Писаренка. — 2-ге вид. — К. : Вища шк., 2004. — 655 с.
- 10) Баженов В. А. Будівельна механіка. Комп'ютерні технології : підручник / В. А. Баженов, А. В. Перельмутер, О. В. Шишов. — К. : Каравела, 2009. — 592 с.
- 11) Попов Е. П. Механика материалов / Е. П. Попов. — М. : Просвещение, 1981. — 384 с.
- 12) ДСТУ EN ISO 12100:2014. Безпечність машин. Загальні принципи проектування. Оцінювання ризиків та зменшення ризиків (EN ISO 12100:2010, IDT; ISO 12100:2010, IDT). — [Чинний від 2015-01-01]. — К. :

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	55
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Мінекономрозвитку України, 2014. — 96 с. — (Національний стандарт України).

- 13) ДСТУ EN ISO 178:2019. Пластмаси. Визначення властивостей під час згинання (EN ISO 178:2019, IDT; ISO 178:2019, IDT). — [Чинний від 2020-11-01]. — К. : ДП «УкрНДНЦ», 2020. — 28 с. — (Національний стандарт України).
- 14) ДСТУ EN 61960-3:2018. Акумулятори та акумуляторні батареї, що містять лужний або інші некислотні електроліти. Вторинні літієві акумулятори та батареї для портативного застосування. Частина 3. Призматичні та циліндричні літієві вторинні елементи та батареї, виготовлені з них (EN 61960-3:2017, IDT; IEC 61960-3:2017, IDT). — [Чинний від 2019-01-01]. — К. : ДП «УкрНДНЦ», 2019. — 34 с. — (Національний стандарт України).
- 15) Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа : учебник для вузов / Л. Г. Лойцянский. — 7-е изд., испр. — М. : Дрофа, 2003. — 840 с.
- 16) Прандтль Л. Гидроаэромеханика / Л. Прандтль ; пер. с нем. — Ижевск : НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2000. — 576 с.
- 17) Акимов А. И. Аэродинамика несущего винта / А. И. Акимов. — М. : Машиностроение, 1982. — 240 с.
- 18) Матвєєнко В. М. Проектування та конструювання безпілотних літальних апаратів : навч. посіб. / В. М. Матвєєнко, О. М. Зінченко. — К. : КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2019. — 256 с.
- 19) Закон України «Про охорону праці» : від 14 жовт. 1992 р. № 2694-XII // Відомості Верховної Ради України. — 1992. — № 49. — Ст. 668. [із змінами та доповненнями].
- 20) Кодекс цивільного захисту України : від 2 жовт. 2012 р. № 5403-VI // Відомості Верховної Ради України. — 2013. — № 34-35. — Ст. 458. [із змінами та доповненнями].

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	56
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

- 21) НПАОП 40.1-1.21-98. Правила безпечної експлуатації електроустановок споживачів. — [Затверджено Наказом Держнаглядохроппраці України від 09.01.1998 № 4]. — К. : Основа, 1998. — 128 с. — (Нормативно-правовий акт з охорони праці).
- 22) Flash Hobby 3115 900KV Brushless Motor Specification and Propeller Test Data [Electronic resource]. — Access mode: <https://www.flashhobby.com/3115-motor-data> (дата звернення: 12.05.2026)
- 23) Кузнецов Ю. М. Верстати з ЧПУ і робототехнічні комплекси : підручник / Ю. М. Кузнецов. — К. : ТОВ «Видавництво "Аспект-Поліграф"», 2014. — 480 с.
- 24) Яровий Ю. В. Технологія машинобудування : навч. посіб. / Ю. В. Яровий, О. С. Смирнов. — К. : КПП ім. Ігоря Сікорського, 2018. — 245 с.
- 25) Константінов Ю. М. Технічна гідромеханіка : підручник / Ю. М. Константінов, О. О. Гіжа. — К. : Вища шк., 2002. — 398 с.
- 26) Попов Е. П. Механика материалов / Е. П. Попов. — М. : Просвещение, 1981. — 384 с.

					ДП.АТ2109.06.000.00 ПЗ	57
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		