

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

Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій


Кафедра космічної інженерії

«На правах рукопису»

УДК 678.074

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

 Олександр МАРИНОШЕНКО

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2025 р.

**Магістерська дисертація**

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою

«Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

на тему: «Вплив анізотропії FDM-друку на міцність пропелерів БпЛА»

Виконав:

студент II курсу, групи АК-41мп

Цимбалістов Ярослав Олегович



Керівник:

професор, д.т.н., професор кафедри КІ,

Архипов Олександр Геннадійович



Консультант:

\_\_\_\_\_

Рецензент:

Професор кафедри АРБ, д.т.н.,

Кабанячий Володимир Володимирович



Засвідчую, що у цій магістерській дисертації  
немає запозичень з праць інших авторів без  
відповідних посилань.

Студент 

Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»  
Навчально науковий інститут аерокосмічних технологій  
Кафедра космічної інженерії

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Директор НН ІАТ Коробко І.В.

«19» листопада 2025 р.

**ЗАВДАННЯ**  
на магістерську дисертацію студента  
Цимбалістова Ярослава Олеговича

1. Тема дисертації: Вплив анізотропії FDM-друку на міцність пропелерів БПЛА

науковий керівник дисертації Архипов Олександр Геннадійович, д.т.н., професор.

Затверджено наказом по університету №4714-с від «31» жовтня 2025 р.

2. Термін подання студентом дисертації: «19» листопада 2025 р.

3. Об'єкт дослідження: Пропелер БПЛА.

4. Предмет дослідження: Виготовлення пропелерів БПЛА методом FDM-друку.

5. Перелік питань, які потрібно розробити:

5.1. Аналітичний огляд сучасних досліджень з анізотропії 3Д-друку;

5.2. Методологія дослідження;

5.3. Аеродинамічне проектування;

5.4. Дослідження впливу орієнтації 3Д-друку;

5.5. Експериментальна верифікація результатів моделювання;

5.6. Розробка стартап-проекту.

## 6. Перелік графічного (ілюстраційного) матеріалу:

6.1. Аналітичний огляд сучасних досліджень;

6.2. Методологія дослідження;

6.3. Аеродинамічне проектування та оптимізація;

6.4. Оптимізація впливу орієнтації 3Д-друку

6.5. Експериментальна верифікація результатів моделювання

6.6. Можливості запуску стартап-проекту.

## 7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8. Дата видачі завдання: «17» лютого 2025 р.

## КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Підбір та аналіз літератури	до 30.05.2025 р.	
2.	Формування технічного завдання. Вступ	до 07.09.2025 р.	
3.	Опис математичних моделей та методології дослідження	до 14.09.2025 р.	
4.	Параметрична оптимізація геометрії пропелера методом CFD в ANSYS Fluent.	до 28.09.2025 р.	
5.	Розробка скінченно-елементної моделі з ортотропним матеріалом. Оптимізація орієнтації друку	до 12.10.2025 р.	
6.	Експериментальні випробування на міцність	до 02.11.2025 р.	
7.	Формування висновків	до 09.11.2025 р.	
8.	Підготовка тез за результатами дослідження на науково-технічну конференцію.	до 14.11.2025 р.	
9.	Розробка стартап-проекту.	до 23.11.2025 р.	
10.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Відгук керівника ДП та рецензента. Попередній захист.	до 12.12.2025 р.	

Студент

  
(підпис)

Ярослав ЦИМБАЛІСТОВ

(ініціали, прізвище)

Науковий керівник

  
(підпис)

Олександр АРХИПОВ

(ініціали, прізвище)

## АНОТАЦІЯ

Дисертація присвячена дослідженню впливу анізотропії механічних властивостей 3D-друкованих композитних матеріалів на міцність та працездатність пропелерів безпілотних літальних апаратів.

У роботі детально розглянуто технологію пошарового наплавлення FDM, яка набуває все більшого поширення для виробництва деталей малих БПЛА завдяки своїй економічності та швидкості прототипування.

Для дослідження цієї проблеми створено параметричну модель пропелера в програмному середовищі SolidWorks з можливістю швидкої зміни геометрії лопасті через варіювання довжин хорд та кутів установки профілю. Проведено CFD-аналіз в ANSYS Fluent для визначення аеродинамічних характеристик та багатоцільову оптимізацію з використанням поверхні відгуку.

Структурний аналіз методом скінченних елементів в ANSYS Mechanical з урахуванням ортотропних властивостей PLA-матеріалу виявив критичний вплив орієнтації друку на запас міцності пропелера.

Ключові слова: адитивне виробництво, FDM-технологія, анізотропія механічних властивостей, пропелери БПЛА, CFD-аналіз, метод скінченних елементів, оптимізація

Обсяг пояснювальної записки: пояснювальна записка містить 127 сторінок текстової інформації, 45 таблиць, 68 ілюстрацій та 24 бібліографічних посилань.

## ANNOTATION

This thesis investigates the influence of the anisotropy of mechanical properties of 3D-printed composite materials on the strength and operational capability of unmanned aerial vehicle (UAV) propellers.

The study provides a detailed examination of the Fused Deposition Modeling (FDM) technology, which is increasingly common for the production of small UAV parts due to its cost-effectiveness and rapid prototyping capabilities.

To investigate this problem, a parametric propeller model was created in the SolidWorks software environment, allowing for rapid blade geometry changes by varying chord lengths and profile setting angles. CFD-analysis was performed in ANSYS Fluent to determine the aerodynamic characteristics, followed by multi-objective optimization using the response surface methodology.

Structural analysis using the Finite Element Method (FEM) in ANSYS Mechanical, considering the orthotropic properties of the PLA-material, revealed a critical influence of the print orientation on the propeller's factor of safety.

Key words: additive manufacturing, FDM-technology, anisotropy of mechanical properties, UAV propellers, CFD-analysis, finite element method, optimization

Explanatory Note Volume: The explanatory note contains 127 pages of text, 10 tables, 68 illustrations, and 24 bibliographic references.

**Пояснювальна записка  
до магістерської дисертації**

**на тему: «Вплив анізотропії FDM-друку на міцність  
пропелерів БПЛА»**

## ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ .....	3
ВСТУП.....	4
1. ОГЛЯД СУЧАСНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ АНІЗОТРОПІЇ 3D-ДРУКОВАНИХ КОМПОЗИТІВ ТА ЇХ ЗАСТОСУВАННЯ В АВІАЦІЇ.....	6
1.1. Технології адитивного виробництва для авіаційних застосувань .....	6
1.2. Фізичні основи анізотропії FDM-друкованих матеріалів.....	9
1.3. Огляд досліджень механічних властивостей 3D-друкованих композитів....	11
1.4. Застосування 3D-друкованих компонентів в авіації та БпЛА.....	12
1.5. Висновки до розділу .....	14
2. МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ТА МЕТОДОЛОГІЯ ДОСЛІДЖЕННЯ .....	17
2.1. Теоретичні основи аеродинамічного аналізу пропелерів .....	17
2.2. Теорія скінченно-елементного аналізу анізотропних матеріалів .....	25
2.3. Методологія Design of Experiments та Response Surface Methodology .....	30
2.4. Висновки до розділу .....	34
3. АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ТА CFD-АНАЛІЗ ПОВІТРЯНИХ ГВИНТІВ .....	36
3.1. Параметричне моделювання пропелера в SolidWorks .....	36
3.2. Налаштування CFD моделі в ANSYS Fluent.....	41
3.3. Планування експерименту для CFD аналізу .....	48
3.4. Результати CFD аналізу та побудова поверхонь відгуку .....	50
3.5. Аеродинамічна оптимізація .....	56
3.6. Висновки до розділу .....	60
4. СТРУКТУРНИЙ АНАЛІЗ ТА ОПТИМІЗАЦІЯ ОРІЄНТАЦІЇ 3D-ДРУКУ .....	62
4.1. Підготовка моделі для структурного аналізу.....	62
4.2. Моделювання матеріалу PLA .....	63
4.2.1. Верифікація моделі ортотропності .....	67
4.3. Задання граничних умов та навантажень .....	76

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ		
Змін.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			
Розробив		Цимбалістов Я.О.			Літ.	Арк.	Акрушів
Перевірів		Архипов О.Г.			1	127	
Т. контр.					Вплив анізотропії FDM-друку на міцність пропелерів БпЛА  КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ гр. АК-41мп		
Н. контр.							
Затв.		Мариношенко О.П.					

4.4. Параметризація кута орієнтації друку .....	79
4.5. Результати структурного аналізу та оптимізація орієнтації друку.....	81
4.5.1. Розподіл напружень та критичні зони лопаті .....	86
4.6. Багатокритеріальна оптимізація орієнтації друку .....	87
4.7. Висновки до розділу .....	91
5. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА ВЕРИФІКАЦІЯ РЕЗУЛЬТАТІВ МОДЕЛЮВАННЯ	93
5.1. Мета та завдання експериментальних досліджень.....	93
5.2. Методика проведення експериментальних досліджень.....	93
5.2.1. Матеріали та обладнання .....	93
5.2.2. Статичні випробування на стенді .....	95
5.3. Результати експериментальних випробувань .....	96
5.3.1. Порівняння з чисельним моделюванням.....	97
5.4. Висновки до розділу .....	97
6. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЄКТУ .....	99
6.1. Опис ідеї проєкту .....	99
6.2. Технологічний аудит проєкту.....	100
6.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту .....	102
6.4. Розробка ринкової стратегії проєкту .....	111
6.5. Розробка маркетингової програми стартап-проєкту .....	114
6.6. Назва компанії, логотип, кредо та корпоративні цінності.....	120
6.7. Висновки до розділу.....	121
ВИСНОВКИ .....	123
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	125

					АК41мн11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						2
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

AB – адитивне виробництво

БПЛА – безпілотний літальний апарат

ЛА – літальний апарат

BEMT (Blade Element Momentum Theory) – теорія імпульсу лопатевого елемента

CAD (Computer-Aided Design) – система автоматизованого проектування

CFD (Computational Fluid Dynamics) – обчислювальна гідродинаміка

FDM (Fused Deposition Modeling) – моделювання методом пошарового наплавлення

FEA (Finite Element Analysis) – метод скінченних елементів

FFF (Fused Filament Fabrication) – виробництво методом наплавлення філаменту

FM (Figure of Merit) – коефіцієнт якості пропелера

LHS (Latin Hypercube Sampling) – латинський гіперкуб

PA (Polyamide) – поліамід (нейлон)

PA-CF – поліамід, армований вуглецевим волокном

PA-GF – поліамід, армований скляним волокном

PLA (Polylactic Acid) – полімолочна кислота

PLA-CF – полімолочна кислота, армована вуглецевим волокном

RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) – осереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є-Стокса

RPM (Revolutions Per Minute) – обертів за хвилину

RSM (Response Surface Methodology) – методологія поверхні відгуку

SF (Safety Factor) – коефіцієнт запасу міцності

SST (Shear Stress Transport) – модель переносу зсувних

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						3
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

## ВСТУП

Розвиток технологій адитивного виробництва відкриває нові можливості для швидкого прототипування та виготовлення функціональних компонентів безпілотних літальних апаратів. Технологія FDM 3D друку є найбільш доступною та поширеною для виробництва легких конструкцій, однак характеризується вираженою анізотропією механічних властивостей через пошарову структуру матеріалу. Пропелери БпЛА належать до високонавантажених обертових елементів, що працюють в умовах комбінованого навантаження відцентровими та аеродинамічними силами, тому питання забезпечення достатньої міцності при мінімальній масі є критичним для безпеки польотів.

Традиційні підходи до проектування пропелерів зосереджуються переважно на аеродинамічній оптимізації геометрії без урахування особливостей технології виготовлення. Для FDM друку орієнтація деталі на платформі принтера визначає напрямок шарів матеріалу відносно діючих навантажень, що може змінювати міцність конструкції в 1,5-2 рази. Це створює потребу в комплексному підході, що поєднує аеродинамічну оптимізацію форми пропелера з оптимізацією орієнтації друку для максимізації структурної міцності.

Метою даної роботи є дослідження впливу анізотропії FDM 3D друку на міцність лопатей пропелера та розробка методології оптимізації орієнтації друку для забезпечення максимального коефіцієнта запасу міцності при мінімальних деформаціях. Для досягнення мети вирішуються задачі: аеродинамічної оптимізації геометрії пропелера методом CFD аналізу в ANSYS Fluent, розробки FEA моделі лопаті з ортотропною моделлю матеріалу PLA, параметричного дослідження впливу кутів орієнтації друку на міцність та деформації, і багатокритеріальної оптимізації орієнтації методом MOGA.

Робота складається з шести розділів: огляду літератури з анізотропних композитних матеріалів та методів оптимізації пропелерів, опису математичних моделей та методології дослідження включаючи CFD та FEA теорію, результатів

						Арк.
					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	4
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

аеродинамічної оптимізації пропелера, структурного аналізу та оптимізації орієнтації друку, експериментальної валідації розрахункових моделей і маркетингове дослідження можливості запуску стартап-проєкту.

Практична цінність роботи полягає в розробці конкретних рекомендацій щодо оптимальної орієнтації друку пропелерів для експлуатації на FPV дронах.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						5
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

# 1. ОГЛЯД СУЧАСНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ АНІЗОТРОПІЇ 3D-ДРУКОВАНИХ КОМПОЗИТІВ ТА ЇХ ЗАСТОСУВАННЯ В АВІАЦІЇ

## 1.1. Технології адитивного виробництва для авіаційних застосувань

Адитивне виробництво (АВ) є однією з методик швидкого прототипування, яка активно застосовується як у промисловій сфері, так і в академічних дослідженнях. Згідно з класифікацією ISO/ASTM 52900 існує сім основних категорій технологій АВ:

- 1) екструзія матеріалу (Material Extrusion);
- 2) фотополімеризація у ванні (Vat Photopolymerization);
- 3) порошкове з'єднання (Powder Bed Fusion);
- 4) спрямоване нанесення енергії (Directed Energy Deposition);
- 5) струменеве нанесення матеріалу (Material Jetting);
- 6) струменеве нанесення зв'язуючого (Binder Jetting);
- 7) пошарове ламінування (Sheet Lamination).

Метод моделювання пошаровим наплавленням (Fused Deposition Modeling, FDM), також відомий як Fused Filament Fabrication (FFF), належить до категорії екструзії матеріалу та передбачає послідовне нанесення шарів розплавленого термопластичного матеріалу один на одного до повного формування кінцевого виробу (рис. 1.1). Процес FDM ініціюється розробкою тривимірної комп'ютерної моделі (3D CAD), інформація про яку зберігається у форматі STL. Цей файл імпортується у спеціалізоване програмне забезпечення – слайсер (наприклад, Cura, PrusaSlicer), де геометрія деталі та визначені користувачем параметри друку конвертуються у G-код – інструкцію для FDM-принтера.

Матеріал у вигляді філаменту діаметром 1,75 або 2,85 мм подається через нагріте сопло (температура 190–280°C, залежно від матеріалу), де розплавляється та екструдується соплом з отвором 0,2-1,0 мм. Екстродована «нитка» матеріалу

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						6
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



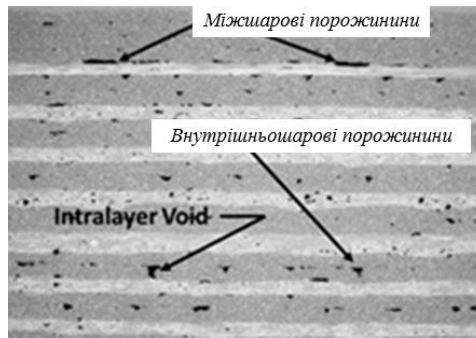


Рисунок 1.2 – Мікрофотографія поперечного перерізу FDM-зразка.  
Утворення повітряних порожнин між шарами.

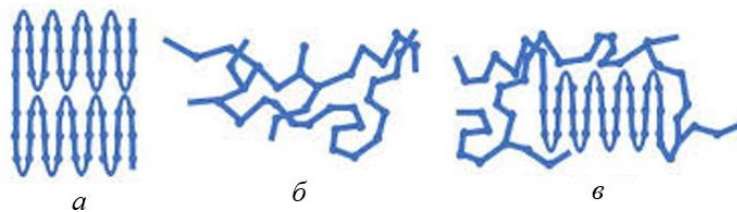


Рисунок 1.3 – Молекулярна структура термопластів: *а* – кристалічний стан з впорядкованими ланцюгами, *б* – аморфний стан з хаотично заплутаними ланцюгами, *в* – напівкристалічний стан з кристалічними доменами в аморфній матриці.

Аморфні полімери характеризуються температурою склування ( $T_g$ ), при якій відбувається перехід від склоподібного до гумоподібного стану. Для PLA  $T_g \approx 60^\circ\text{C}$ , що обмежує його застосування при підвищених температурах. Напівкристалічні полімери додатково мають температуру плавлення кристалічної фази ( $T_m$ ) – для нейлону PA6  $T_m \approx 220^\circ\text{C}$ . Ступінь кристалічності (частка кристалічної фази) для напівкристалічних полімерів зазвичай становить 30-60% та суттєво впливає на механічні властивості: вища кристалічність дає вищу міцність та жорсткість, але нижчу ударну в'язкість.

Для покращення механічних властивостей застосовуються армовані композитні філаменти з додаванням коротких волокон (довжина 0,2-0,4 мм) (рис. 1.4):

- PA-CF (нейлон + 15-20% вуглецеве волокно):  $\sigma \approx 80 \text{ МПа}$ ,  $E \approx 6 \text{ ГПа}$ ;

- PA-GF (нейлон + 30% скляне волокно):  $\sigma \approx 100$  МПа,  $E \approx 7$  ГПа;
- PLA-CF (PLA + 10-15% вуглецеве волокно):  $\sigma \approx 60$  МПа,  $E \approx 4$  ГПа.

Армуючі волокна підвищують міцність у 1,5-2 рази порівняно з чистим полімером, але також посилюють анізотропію через вирівнювання волокон вздовж напрямку екструзії під дією зсувних напружень у соплі.

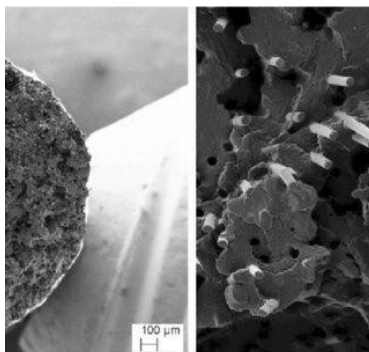


Рисунок 1.4 – PA-CF – нейлон з додаванням короткого вуглецевого волокна.

## 1.2. Фізичні основи анізотропії FDM-друкованих матеріалів

Ключовими факторами впливу на анізотропію є температура екструзії та товщина шару. Підвищення температури на 20–30°C над рекомендованою збільшує міжшарову міцність на 15-25%, але погіршує точність геометрії через надмірну пористість. Зменшення висоти шару з 0,3 мм до 0,1 мм підвищує міжшарову міцність на 20-40% через збільшення відносної площі контакту та температури попереднього шару, але втричі збільшує час друку.

Експериментальні дослідження міцності FDM-друкованих деталей показують широкий розкид результатів залежно від матеріалу, орієнтації та параметрів друку (рис. 1.5). Для чистого PLA типові значення міцності на розтяг становлять 40-60 МПа в оптимальній орієнтації ( $0^\circ$  raster angle, flat), але падають до 20-35 МПа в upright орієнтації. Модуль пружності також демонструє анізотропію: 2,5-3,5 ГПа вздовж шарів проти 1,5-2,5 ГПа поперек шарів. Це близько

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						9
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

до властивостей деяких традиційних композитів, що робить PLA цікавим для ненавантажених структур.

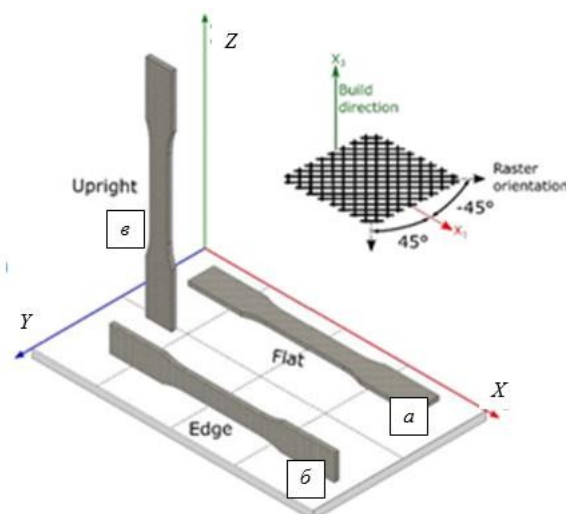


Рисунок 1.5 – Три основні орієнтації FDM-друку: *a* - Flat (шари перпендикулярні навантаженню); *б* – Edge (шари паралельні навантаженню, навантаження в площині шару); *в* – Upright (шари паралельні навантаженню, навантаження перпендикулярно шарам).

Типові дефекти, що посилюють анізотропію: міжшарові порожнини (void content 3-12%), внутрішньшарові пори через неповне з'єднання сусідніх треків (1-5%), мікротріщини на межі шарів від термічних напружень при охолодженні (thermal warping створює залишкові напруження до 5-15 МПа).

Розшарування між шарами – найбільш критичний дефект для навантажених деталей. Розшарування відбувається при недостатній міжшаровій адгезії (низька температура, висока швидкість), термічних напруженнях від нерівномірного охолодження та циклічних навантаженнях (втомна деламінація).



Рисунок 1.6 – Деламінація між шарами.

					АК41мн11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						10
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



є подвійна анізотропія: слабка міжшарова адгезія підсилюється орієнтацією волокон вздовж потоку екструзії.

Дослідження втомної міцності [4] для PA-CF показали, що при циклічному навантаженні 60% від статичної межі міцності зразки у flat орієнтації витримували  $10^5 - 10^6$  циклів, тоді як upright орієнтація давала  $10^3 - 10^4$  – різниця у 100 разів. Механізм руйнування принципово різний: у flat відбувається поступове накопичення пошкоджень з розривом волокон, у upright –деламінація між шарами.

Вплив параметрів друку систематизовано у роботі *Mohamed et al. (2015)* [5]:

- Підвищення температури екструзії з 210°C до 240°C (для ABS) покращив на 18% міжшарову міцність;
- Зменшення товщини шару з 0,3 до 0,1 мм покращив на 35% міжшарову міцність, проте збільшив у 3 рази час друку;
- Збільшення ширини треку з 0,4 до 0,6 мм покращив на 12% міжшарову міцність, проте зменшив геометричну точність деталі.

Аналіз літератури виявив прогалину: більшість досліджень виконані на простих зразках (прямокутні бруски, стандартні dog-bone specimens), тоді як для складних геометрій (наприклад, аеродинамічних профілів пропелерів) взаємодія орієнтації друку та розподілу навантажень залишається не дослідженою.

#### 1.4. Застосування 3D-друкованих компонентів в авіації та БпЛА

В комерційній авіації застосування FDM обмежене ненавантаженими компонентами. Boeing використовує 3D-друк для виробництва кронштейнів, кабельних каналів, декоративними панелями у салоні, тощо. Всі ці деталі класифіковані як «non-structural» з коефіцієнтами запасу міцності 3-5 проти стандартних 1,5-2 для традиційних компонентів. Airbus більше 1000 3D-друкованих деталей, але переважно титанові (SLM), а не полімерні (FDM) (рис. 1.8).

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						12
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		





Рисунок 1.9 – БПЛА PTERA.

Основне обмеження для пропелерів – анізотропія створює залежність міцності від орієнтації друку. Лопать пропелера зазнає складного навантаження: відцентрова сила (розтяг вздовж радіуса), аеродинамічне згинання, крутний момент. Оптимальна орієнтація для одного типу навантаження є субоптимальною для іншого. Жодне з оглянутих досліджень не розглядало систематичну оптимізацію орієнтації друку для багатоосьового навантаження.

Серед військових застосувань FDM-деталі мають тактичні переваги виробництва «на вимогу» та по місцю (рис. 2.10). US Marines у 2017 розгорнули Mobile FDM Lab в Афганістані для виробництва запчастин до Scan Eagle БПЛА. Однак обмеження: лише ненавантажені компоненти через невідтворюваність властивостей (варіація міцності  $\pm 15 - 25\%$  між принтерами та партіями філаменту).



Рисунок 1.10 – Приклади 3D-друкованих компонентів БПЛА.

## 1.5. Висновки до розділу

Проведений аналіз виявляє три прогалини у сучасних дослідженнях:

По-перше, відсутність систематичного підходу до оптимізації орієнтації друку для складних навантажень. Більшість досліджень розглядають прості

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		14

одновісні випадки (розтяг, стиск), тоді як реальні компоненти (пропелери, кронштейни) зазнають комбінованих навантажень. Інтуїтивний підхід «друкувати вздовж головного навантаження» може бути не завжди оптимальним.

По-друге, брак валідованих скінченно-елементних моделей для ортотропних FDM-матеріалів. Хоча ортотропні моделі широко застосовуються для традиційних композитів, їх адаптація до FDM вимагає визначення дев'яти незалежних пружних констант та критеріїв міцності з урахуванням специфіки міжшарової адгезії. Наявні дослідження обмежуються експериментальними вимірюваннями без комп'ютерного моделювання.

По-третє, відсутність методології проектування аеродинамічних компонентів з урахуванням анізотропії виробництва. Традиційний підхід «спочатку оптимізувати аеродинаміку, потім виготовити» не працює для FDM, де орієнтація виробництва критично впливає на міцність. Необхідна інтегрована оптимізація геометрії та орієнтації друку.

Для пропелерів БПЛА, що є фокусом даної роботи, ситуація особливо гостра: обертання створює відцентрове навантаження (радіальний розтяг), аеродинамічна тяга створює згинання лопаті, а несиметричність профілю призводить до крутних моментів. Жодне з оглянутих досліджень не розглядало, як оптимізувати орієнтацію пропелера БПЛА на столі FDM-принтера для максимізації запасу міцності при збереженні аеродинамічних характеристик.

Дана робота має на меті заповнити цю прогалину шляхом:

- 1) створення параметричної CFD-моделі пропелера та її аеродинамічної оптимізації;
- 2) розробки FEA-моделі з ортотропними властивостями PLA;
- 3) параметричного дослідження впливу кута укладки лопаті на столі принтера на розподіл напружень та запас міцності;
- 4) експериментальної валідації результатів моделювання.

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						15
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Результатом має стати методологія проектування FDM-друкованих пропелерів, яка забезпечить вищий запас міцності порівняно з інтуїтивним вибором орієнтації.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		16

## 2. МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ТА МЕТОДОЛОГІЯ ДОСЛІДЖЕННЯ

### 2.1. Теоретичні основи аеродинамічного аналізу пропелерів

Аеродинамічний аналіз повітряних гвинтів базується на фундаментальних принципах механіки рідин та газів, які описують взаємодію обертового пропелера з повітряним потоком. Для малих безпілотних літальних апаратів характерні відносно низькі числа Рейнольдса (як правило, 70 000 – 140 000) та специфічні режими обтікання, що вимагає застосування як спрощених інженерних методів, так і детальних числових підходів на основі обчислювальної гідродинаміки.

Одним з найбільш поширених інженерних методів для попереднього проектування пропелерів є теорія елементів лопаті з імпульсною теорією, відома як Blade Element Momentum Theory (BEMT). Ця теорія ґрунтується на розділенні лопаті пропелера на окремі елементи вздовж радіуса та аналізі сил, що діють на кожен елемент. Основна ідея полягає в тому, що кожен елемент лопаті розглядається як ізольований аеродинамічний профіль, що рухається з певною швидкістю, яка є комбінацією швидкості обертання та осьової швидкості потоку. Згідно з BEMT, елементарна тяга на сегменті лопаті радіусом  $r$  та шириною  $dr$  визначається як:

$$dT = \frac{1}{2} \rho W^2 c (C_L \cos(\varphi) - C_D \sin(\varphi)) \cdot dr, \quad (2.1)$$

де  $\rho$  – щільність повітря,  $W$  – відносна швидкість обтікання елемента,  $C_L$  та  $C_D$  – коефіцієнти підйомної сили та опору профілю,  $\varphi$  – кут між площиною обертання та відносною швидкістю,  $c$  – хорда профілю в даному перерізі (рис. 2.1–2.2).

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						17
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

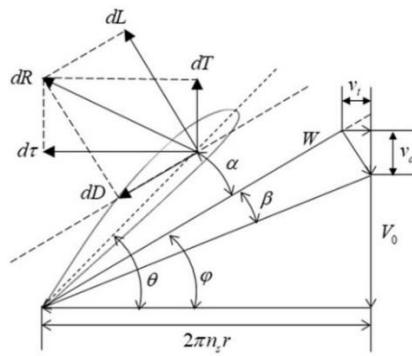


Рисунок 2.1 – Швидкість і сила, що діють на елемент лопаті.

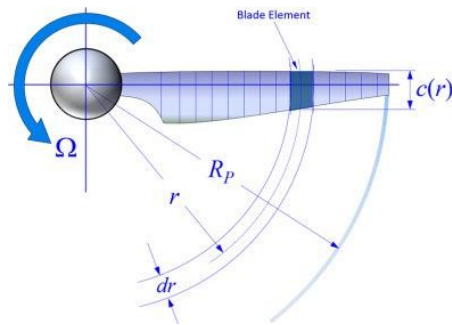


Рисунок 2.2 – Елементарний сегмент лопаті.

Теорія імпульсів доповнює цей підхід, розглядаючи пропелер як актуаторний диск, що створює стрибок тиску в потоці. Об'єднання цих двох теорій дозволяє визначити індуктивні швидкості в площині пропелера через ітеративне розв'язання системи рівнянь (2.2-2.5).

ВЕМТ базується на двох індуктивних факторах, які описують як пропелер «засмоктує» повітря.

Осьовий індуктивний фактор  $a$  показує наскільки повітря уповільнюється або прискорюється в площині пропелера порівняно з незбуреним потоком. Якщо  $a = 0,3$ , це означає що швидкість потоку зменшилась на 30%.

Тангенціальний індуктивний фактор  $a'$  показує наскільки повітря закручується за пропелером. Якщо  $a' = 0,05$ , це означає що повітря отримало 5% від швидкості обертання лопаті.

Осьова швидкість в площині пропелера визначається формулою:

$$V_{inducted} = V_{\infty}(1+a), \quad (2.2)$$

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		18

де  $V_\infty$  – швидкість польоту (для зависання = 0),  $a$  – осьовий індуктивний фактор.

Тангенціальна швидкість в площині пропелера визначається формулою:

$$\omega_{induced} = \omega r (1 + a'), \quad (2.3)$$

де  $\omega$  – кутова швидкість пропелера,  $r$  – радіус даного елемента,  $a'$  – осьовий індуктивний фактор.

Кут набігаючого потоку  $\varphi$  визначається формулою:

$$\operatorname{tg}(\varphi) = \frac{V_\infty(1+a)}{\omega r(1+a')} \quad (2.4)$$

Цей кут визначає під яким кутом повітря «бачить» профіль лопаті.

Ітеративна процедура розв'язання включає наступний алгоритм:

- 1) Задаємо початкові  $a = 0$ ,  $a' = 0$ ;
- 2) Обчислюємо  $\varphi$  з (2.4);
- 3) Визначаємо кут атаки  $\alpha = \beta - \varphi$  (де  $\beta$  – кут установки профілю);
- 4) З поляр профілю знаходимо  $C_L(\alpha)$  та  $C_D(\alpha)$ ;
- 5) Обчислюємо локальну тягу  $dT$ ;
- 6) Оновлюємо  $a$  та  $a'$  через теорію імпульсу:

$$\begin{aligned} a &= \frac{dT}{4\pi\rho V^2 r dr} \\ a' &= \frac{dQ}{4\pi\rho V\omega r^3 dr} \end{aligned} \quad (2.5)$$

- 7) Повторюємо 2-6 поки  $a$  та  $a'$  не сходяться ( $\Delta < 0,001$ ).

Хоча ВЕМТ залишається корисним інструментом для швидкої оцінки характеристик пропелера на етапі концептуального проектування, цей метод має суттєві обмеження. По-перше, цей метод не враховує складні тривимірні ефекти обтікання, такі як вихор на кінці лопаті, радіальні течії та взаємодію між лопатями. По-друге, ВЕМТ потребує попереднього знання аеродинамічних характеристик

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						19
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

профілів (поляр  $C_L$  і  $C_D$ ), які для низьких чисел Рейнольдса можуть суттєво відрізнятися від табличних даних. По-третє, метод не здатний коректно описати відривні течії та нестационарні явища, які часто виникають на малих пропелерах БПЛА при різних режимах роботи.

Для подолання цих обмежень в сучасній практиці проектування застосовуються методи обчислювальної гідродинаміки, які базуються на прямому числовому розв'язанні рівнянь Нав'є-Стокса. Рівняння Нав'є-Стокса описують три фундаментальні закони для руху рідини чи газу:

1) Рівняння нерозривності (збереження маси):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v) = 0 \quad (2.6)$$

Тобто маса не з'являється і не зникає. Якщо щільність в точці зменшується ( $\frac{\partial \rho}{\partial t} < 0$ ), значить газ витікає ( $\nabla \cdot (\rho v) > 0$ ).

2) Рівняння імпульсу (другий закон Ньютона для рідини):

$$\frac{\partial (\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \otimes v) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau \quad (2.7)$$

Фізичний сенс цього рівняння – це зміна імпульсу = сили. Ліва частина – інерція потоку, права частина – сили тиску ( $-\nabla p$ ) та в'язкого тертя ( $\nabla \cdot \tau$ ). Член  $\rho v \otimes v$  описує конвекцію імпульсу (перенесення швидкості потоком).

3) Рівняння енергії (перший закон термодинаміки):

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (v (\rho E + p)) = \nabla \cdot (k \nabla T) + \rho g \cdot v, \quad (2.8)$$

де  $\rho$  – щільність,  $V$  – вектор швидкості,  $p$  – тиск,  $\tau$  – тензор в'язких напружень,  $E$  – повна енергія на одиницю маси,  $k$  – коефіцієнт теплопровідності,  $T$  – температура,  $g$  – прискорення вільного падіння.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						20
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

В цьому рівнянні зміна повної енергії = робота сил + теплопередача. Для малих швидкостей ( $M < 0,3$ ) можна вважати течію нестисливою і це рівняння не потрібне.

Для аналізу пропелерів БПЛА швидкості на кінці лопаті не перевищують 100 м/с ( $M \approx 0,3$ ), тому течію можна вважати нестисливою. В ANSYS Fluent використовується *pressure-based solver* з опцією *incompressible* для економії обчислювальних ресурсів.

Тензор в'язких напружень описує внутрішнє тертя в повітрі, яке виникає через градієнти швидкості. Чим більший градієнт (різка зміна швидкості), тим більше тертя. Для повітря динамічна в'язкість  $\mu \approx 1,8 \cdot 10^{-5} \text{ Па} \cdot \text{с}$  за стандартних умов.

Для замикання системи використовується рівняння стану ідеального газу  $p = \rho RT$ , де  $R$  – газова стала для повітря.

Для турбулентних течій, які є характерними для обтікання пропелерів, пряме числове розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса вимагає надзвичайно великих обчислювальних ресурсів через необхідність розділення всіх масштабів турбулентності – від великих вихорів розміром з лопать до дрібних дисипативних структур розміром в доли міліметра.

Практичним компромісом є використання осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса, відомих як RANS підхід. Основна ідея полягає в розділенні миттєвих значень швидкості та тиску на осереднені та пульсаційні компоненти:

$$u = \bar{u} + u', \quad (2.9)$$

де  $\bar{u}$  – осереднена за часом швидкість (наприклад, за одну секунду),  $u'$  – миттєві турбулентні пульсації, середнє значення яких дорівнює нулю.

Після підстановки цих виразів в рівняння Нав'є-Стокса та осереднення отримуємо RANS рівняння, які для нестислової течії мають вигляд:

$$\nabla \cdot \bar{u} = 0$$

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + (\bar{u} \cdot \nabla) \bar{u} = - \left( \frac{1}{\rho} \right) \nabla p + \nu \nabla^2 \bar{u} - \nabla \cdot \langle u' \otimes u' \rangle \quad (2.10)$$

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						21
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Ключовою відмінністю від вихідних рівнянь є поява додаткового члена  $-\nabla \cdot \langle u' \otimes u' \rangle$ , який називається тензором Рейнольдсових напружень. Фізично цей член представляє перенесення імпульсу турбулентними пульсаціями – турбулентні вихори ефективно перемішують потік, діючи як додаткова «турбулентна в'язкість», яка може в сотні разів перевищувати молекулярну в'язкість.

Серед різноманіття моделей турбулентності для аеродинамічного аналізу пропелерів найбільш поширеною є двохпараметрична модель  $k-\omega$  SST (Shear Stress Transport). Ця модель об'єднує переваги  $k-\omega$  моделі Вілкокса в пристінній області та  $k-\epsilon$  моделі в зовнішній частині примежового шару через використання змішуючих функцій (рис. 2.5).

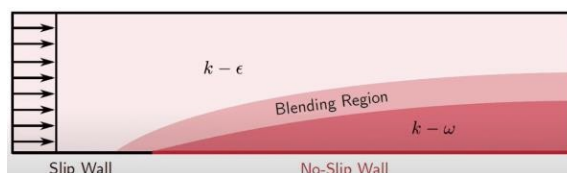


Рисунок 2.5 – Схема зон дії  $k-\omega$  (пристінна область) та  $k-\epsilon$  (зовнішня течія) в SST моделі.

Критичною перевагою SST моделі є обмежувач турбулентної в'язкості через коефіцієнт  $a_1$ , що запобігає її надмірному зростанню в областях з великими градієнтами швидкості, таких як зона відриву потоку, що потрібно для прогнозування відривних течій, які можуть виникати на лопатях пропелера при критичних кутах атаки.

Для малих БПЛА, де радіус пропелера становить 2,5-6 дюймів (0,06-0,15 м), а швидкість обертання може досягати 4000-20000 об/хв, характерні числа Рейнольдса перебувають в діапазоні 10.000 – 100.000, що відповідає перехідному режиму течії. Число Рейнольдса визначається як:

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} = \frac{V c}{\nu}, \quad (2.12)$$

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						22
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

де  $V$  – характерна швидкість (зазвичай швидкість на радіусі  $0,7R$ ),  $c$  – хорда профілю,  $\mu$  – динамічна в'язкість,  $\nu$  – кінематична в'язкість повітря.

За стандартних умов ( $T = 288 \text{ K}$ ,  $p = 101325 \text{ Па}$ ) кінематична в'язкість повітря становить  $\nu \approx 1,46 \cdot 10^{-5} \frac{\text{м}^2}{\text{с}}$ .

Таблиця 2.1 - Характерні числа Рейнольдса для пропелерів БпЛА

№	Діаметр пропелера, дюйм	Приблизний діапазон обертів, RPM	Швидкість на $0,7R$ , м/с	Хорда на $0,7R$ , мм	Re
1	2	3	4	5	6
1	5	8 000 - 25 000	37,2 - 116,4	10 - 18	45 000 - 80 000
2	7	5 000 - 15 000	32,6 - 97,8	15 - 25	55 000 - 100 000
3	10	3 000 - 10 000	27,9 - 93,1	20 - 35	65 000 - 125 000
4	13	2 000 - 6 000	24,2 - 72,6	25 - 45	75 000 - 135 000
5	15	1 500 - 5 000	20,9 - 69,8	30 - 55	80 000 - 140 000

Результати CFD аналізу використовуються для визначення інтегральних аеродинамічних характеристик пропелера через безрозмірні коефіцієнти. Коефіцієнт тяги  $C_T$  визначає відношення тяги пропелера до динамічного тиску та площі диска:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}, \quad (2.13)$$

де  $T$  – тяга,  $n$  – частота обертання в об/с,  $D$  – діаметр пропелера. Аналогічно визначається коефіцієнт потужності:

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5}, \quad (2.14)$$

де  $P$  – споживана потужність.

Коефіцієнт корисної дії пропелера виражається через відношення корисної потужності до споживаної:

$$\eta = \frac{TV}{P} = \frac{C_T J}{C_P}, \quad (2.15)$$

де  $V$  – швидкість польоту,  $J = \frac{V}{nD}$  – коефіцієнт поступу (advance ratio).

Типові залежності коефіцієнту тяги  $C_T$ , потужності  $C_P$  та коефіцієнту корисної дії  $\eta$  від коефіцієнта поступу  $J$  зображені на рис. 2.4-2.6.

Для режиму зависання  $J = 0$ , тому ефективність зазвичай характеризується фігурою якості (figure of merit) (2.16), яка показує наскільки реальний пропелер наближається до ідеального за теорією імпульсу.

$$FM = \frac{\sqrt{\frac{2}{\pi}} C_T^{3/2}}{C_P}, \quad (2.16)$$

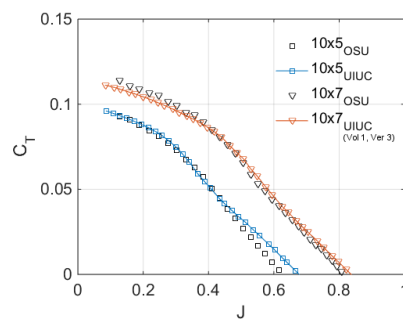


Рисунок 2.4 – Типова залежність коефіцієнту тяги  $C_T$  від коефіцієнта поступу  $J$ .

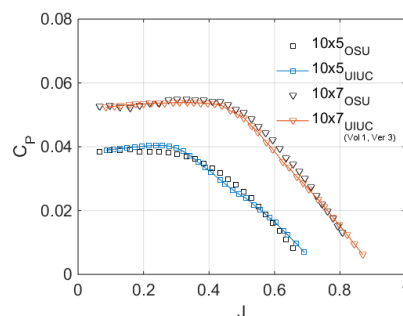


Рисунок 2.5 – Типова залежність коефіцієнту потужності  $C_P$  від коефіцієнта поступу  $J$ .

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						24
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

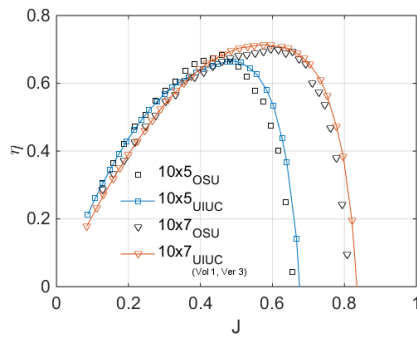


Рисунок 2.6 – Типова залежність коефіцієнту корисної дії  $\eta$  від коефіцієнта поступу  $J$ .

Таким чином, комбінація теоретичних підходів, від спрощеної ВЕМТ до повного RANS моделювання з відповідними моделями турбулентності, дозволяє на різних етапах проектування отримувати аеродинамічні характеристики пропелера з різним рівнем точності та обчислювальних витрат. Вибір  $k - \omega$  SST моделі турбулентності обґрунтований її здатністю правильно відтворювати відривні течії та примежовий шар при низьких числах Рейнольдса, характерних для малих БПЛА.

## 2.2. Теорія скінченно-елементного аналізу анізотропних матеріалів

Метод скінченних елементів є основним чисельним інструментом для аналізу напружено-деформованого стану складних конструкцій. Основна ідея методу полягає в розбитті досліджуваної конструкції на велику кількість простих елементів скінченних розмірів, з'єднаних між собою у вузлових точках. Для кожного елемента формуються рівняння, що пов'язують переміщення вузлів з прикладеними навантаженнями через властивості матеріалу.

Напружено-деформований стан твердого тіла описується тензорами напружень та деформацій. Тензор напружень  $\sigma$  характеризує внутрішні зусилля, що виникають у матеріалі під дією зовнішніх навантажень. У тривимірному випадку тензор напружень записується у матричному вигляді:

$$\sigma = \begin{bmatrix} \sigma_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

де  $\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{zz}$  – нормальні напруження вздовж осей координат,  $\tau_{ij}$  – дотичні (зсувні) напруження в площині перпендикулярній осі  $i$  в напрямку осі  $j$ .

Для інженерних розрахунків зручно використовувати векторну форму запису напружень:

$$\{\sigma\} = \{\sigma_{xx} \quad \sigma_{yy} \quad \sigma_{zz} \quad \tau_{yz} \quad \tau_{zx} \quad \tau_{xy}\}_T \quad (2.18)$$

Аналогічно визначається тензор деформацій  $\varepsilon$ , компоненти якого пов'язані з переміщеннями точок тіла. Лінійні деформації  $\varepsilon_{11}, \varepsilon_{22}, \varepsilon_{33}$  характеризують відносне подовження або укорочення елементарного об'єму вздовж координатних осей, а кутові деформації  $\gamma_{12}, \gamma_{13}, \gamma_{23}$  описують зміну прямих кутів між елементарними відрізками. У векторній формі:

$$\{\varepsilon\} = \{\varepsilon_{xx} \quad \varepsilon_{yy} \quad \varepsilon_{zz} \quad \gamma_{yz} \quad \gamma_{zx} \quad \gamma_{xy}\}_T \quad (2.19)$$

де  $\varepsilon_{ii}$  – нормальні деформації (відносне подовження),  $\varepsilon_{ij}$  – зсувні деформації.

Для лінійно-пружних матеріалів зв'язок між напруженнями та деформаціями описується узагальненим законом Гука. У найбільш загальному випадку анізотропного матеріалу цей зв'язок виражається через 21 незалежну пружну константу. Однак деталі виготовлені FDM-методом найкраще описуються ортотропною моделлю матеріалу, яка має три взаємно перпендикулярні площини симетрії: вздовж екструзії (X), поперек шарів у площині друку (Y) та перпендикулярно шарам (Z).. Це зменшує кількість незалежних констант до дев'яти.

Для ортотропного матеріалу в головній системі координат (1, 2, 3), яка збігається з головними напрямками анізотропії, узагальнений закон Гука записується у вигляді:

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						26
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$\begin{aligned}
\varepsilon_x &= \left( \frac{1}{E_x} \right) \cdot \sigma_x - \left( \frac{\mu_{yx}}{E_y} \right) \cdot \sigma_y - \left( \frac{\mu_{zx}}{E_z} \right) \cdot \sigma_z \\
\varepsilon_y &= - \left( \frac{\mu_{xy}}{E_x} \right) \cdot \sigma_x + \left( \frac{1}{E_y} \right) \cdot \sigma_y - \left( \frac{\mu_{zy}}{E_z} \right) \cdot \sigma_z \\
\varepsilon_z &= - \left( \frac{\mu_{xz}}{E_x} \right) \cdot \sigma_x - \left( \frac{\mu_{yz}}{E_y} \right) \cdot \sigma_y + \left( \frac{1}{E_z} \right) \cdot \sigma_z
\end{aligned} \tag{2.20}$$

$$\begin{aligned}
\gamma_{xy} &= \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}} \\
\gamma_{xz} &= \frac{\tau_{xz}}{G_{xz}} \\
\gamma_{yz} &= \frac{\tau_{yz}}{G_{yz}}
\end{aligned}$$

де  $E_x$ ,  $E_y$ ,  $E_z$  – модулі Юнга у трьох головних напрямках;  $G_{xy}$ ,  $G_{xz}$ ,  $G_{yz}$  – модулі зсуву у трьох головних площинах;  $\mu_{ij}$  – коефіцієнти Пуассона, що характеризують поперечну деформацію у напрямку  $j$  при розтягу у напрямку  $i$ .

З умов симетрії матриці податливості випливають співвідношення:

$$\begin{aligned}
\frac{\mu_{xy}}{E_x} &= \frac{\mu_{yx}}{E_y} \\
\frac{\mu_{xz}}{E_x} &= \frac{\mu_{zx}}{E_z} \\
\frac{\mu_{yz}}{E_y} &= \frac{\mu_{zy}}{E_z}
\end{aligned} \tag{2.21}$$

Ці співвідношення зменшують кількість незалежних коефіцієнтів Пуассона з шести до трьох, залишаючи загалом дев'ять незалежних пружних констант для ортотропного матеріалу.

Для практичного застосування у методі скінченних елементів зручніше використовувати обернену форму закону Гука, де напруження виражаються через деформації за допомогою матриці жорсткості  $C$ :

$$\{\sigma\} = C \cdot \{\varepsilon\} \tag{2.22}$$

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						27
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Для ортотропного матеріалу в головній системі координат матриця жорсткості має вигляд:

$$C = \begin{pmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{pmatrix} \quad (2.23)$$

де елементи матриці визначаються через дев'ять пружних констант:

$$\begin{aligned} C_{11} &= \frac{E_X (1 - \mu_{YZ} \mu_{ZY})}{\Delta} \\ C_{22} &= \frac{E_Y (1 - \mu_{XZ} \mu_{ZX})}{\Delta} \\ C_{33} &= \frac{E_Z (1 - \mu_{XY} \mu_{YX})}{\Delta} \\ C_{12} &= \frac{E_X (\mu_{YX} + \mu_{ZX} \mu_{YZ})}{\Delta} = \frac{E_Y (\mu_{XY} + \mu_{XZ} \mu_{ZY})}{\Delta} \\ C_{13} &= \frac{E_X (\mu_{ZX} + \mu_{YX} \mu_{ZY})}{\Delta} = \frac{E_Z (\mu_{XZ} + \mu_{XY} \mu_{YZ})}{\Delta} \\ C_{23} &= \frac{E_Y (\mu_{ZY} + \mu_{XY} \mu_{ZX})}{\Delta} = \frac{E_Z (\mu_{YZ} + \mu_{YX} \mu_{XZ})}{\Delta} \\ C_{44} &= G_{XY} \\ C_{55} &= G_{XZ} \\ C_{66} &= G_{YZ} \end{aligned} \quad (2.24)$$

де  $\Delta = 1 - \mu_{12}\mu_{21} - \mu_{23}\mu_{32} - \mu_{13}\mu_{31} - 2\mu_{12}\mu_{23}\mu_{31}$

Для деталей виготовлених FDM-друком головна система координат (X, Y, Z) зазвичай визначається наступним чином (рис. 2.7): вісь X співпадає з напрямком укладання волокон всередині шару, вісь Y перпендикулярна до напрямку волокон у площині шару, вісь Z перпендикулярна до площини шарів (напрямок побудови).





становить  $n^k$ , що швидко стає неприйнятним для багатопараметричних задач. Наприклад, для 7 параметрів при 5 рівнях кожного необхідно провести 78,125 розрахунків, що є нереалістичним навіть для сучасних обчислювальних ресурсів. Тому для комп'ютерних експериментів застосовуються спеціальні методи планування, які забезпечують рівномірне покриття простору параметрів при значно меншій кількості точок.

На відміну від фізичних експериментів, комп'ютерні симуляції є детермінованими (повторний запуск з тими ж параметрами дає ідентичний результат), тобто повторення експериментів для статистичної оцінки похибки не потрібне, а основна задача полягає в ефективному заповненні простору параметрів (space-filling design). Серед методів space-filling найбільш поширеним є Latin Hypercube Sampling (LHS). Основна ідея LHS полягає в розбитті діапазону кожного параметра на  $n$  рівних інтервалів та виборі по одній точці з кожного інтервалу таким чином, щоб при проекції на будь-яку координатну вісь точки не перекривались (рис. 2.9).

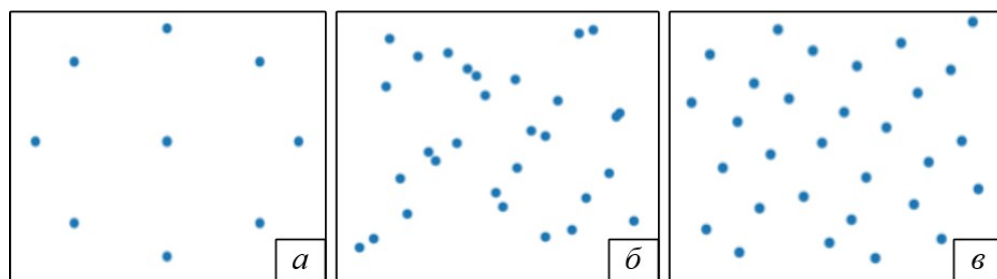


Рисунок 2.9 – Порівняння методів розташування точок експерименту:  $a$  – рівномірне (Central Composite Design),  $b$  – випадкове,  $c$  – LHS.

Математично LHS для  $n$  точок та  $k$  параметрів будується наступним чином. Для кожного параметра  $j$  генерується випадкова перестановка  $\pi_j$  чисел від 1 до  $n$ . Значення  $i$ -ї точки для  $j$ -го параметра визначається як:

$$x_{ij} = \frac{(\pi_j - u_{ij})}{n}, \quad (2.29)$$

де  $u_{ij}$  – випадкове число з рівномірного розподілу на інтервалі  $[0, 1]$ .

Таке формулювання гарантує що кожен інтервал по кожній координаті містить рівно одну точку, забезпечуючи рівномірне покриття простору.

Результати комп'ютерних експериментів використовуються для побудови апроксимаційної моделі (surrogate model, metamodel), яка замінює дорогі CFD розрахунки швидкою математичною функцією. Найпоширенішими типами поверхонь відгуку є поліноміальна регресія, Kriging та штучні нейронні мережі.

Поліноміальна регресія апроксимує відгук поліномом другого порядку. Цей метод простий та швидкий, однак погано апроксимує сильно нелінійні залежності.

Kriging (Gaussian Process Regression) є інтерполяційним методом, який проходить через всі точки даних та надає оцінку невизначеності прогнозу. Прогноз у новій точці  $x^*$  визначається як зважена сума значень у відомих точках:

$$\hat{y}(x^*) = \mu + r'(x^*)R^{-1}(y - \mu), \quad (2.30)$$

де  $\mu$  – глобальне середнє,  $r(x^*)$  – вектор кореляцій між  $x^*$  та точками вибірки,  $R$  – кореляційна матриця між точками вибірки,  $y$  – вектор відомих відгуків.

Kriging особливо ефективний для гладких функцій з помірною кількістю параметрів та забезпечує найкращі результати серед класичних методів для типових інженерних задач.

Нейронні мережі здатні апроксимувати довільні нелінійні залежності, однак потребують значно більшої кількості навчальних точок та схильні до перенавчання при малих вибірках. Для задач з обмеженою кількістю CFD розрахунків (до 200 точок) Kriging є оптимальним вибором.

Якість побудованої поверхні відгуку оцінюється через статистичні метрики. Коефіцієнт детермінації  $R^2$  показує частку дисперсії відгуку, що пояснюється моделлю:

$$R^2 = 1 - \frac{\sum (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum (y_i - \bar{y})^2}, \quad (2.31)$$

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						32
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

де  $y_i$  – фактичні значення,  $\hat{y}_i$  – прогнозовані значення,  $\bar{y}$  – середнє значення.

$R^2 = 1$  відповідає ідеальній апроксимації,  $R^2 > 0,95$  вважається прийнятним для інженерних застосувань.

Середньоквадратична похибка RMSE (Root Mean Square Error) характеризує абсолютну точність прогнозу:

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum (y_i - \hat{y}_i)^2}{n}} \quad (2.32)$$

Максимальна абсолютна похибка  $Max\ Error = \max |y_i - \hat{y}_i|$  | важлива для виявлення локальних областей з поганою апроксимацією. Для підвищення надійності оцінки використовується крос-валідація (leave-one-out), де кожна точка по черзі виключається з навчальної вибірки та прогнозується за рештою точок.

Після побудови поверхні відгуку проводиться оптимізація для пошуку найкращої комбінації параметрів. Градієнтні методи (Steepest Descent, Conjugate Gradient, BFGS) швидко збігаються до локального оптимуму, однак можуть застрягати в локальних мінімумах для багатоекстремальних функцій. Генетичні алгоритми та інші еволюційні методи (NSGA-II, Differential Evolution) здатні знаходити глобальний оптимум через імітацію природного відбору, однак потребують більшої кількості обчислень цільової функції. Для багатокритеріальної оптимізації, де необхідно одночасно оптимізувати кілька конфліктуючих цілей (наприклад, максимізувати тягу та мінімізувати потужність), застосовується концепція Парето-оптимальності. Фронт Парето представляє множину рішень, для яких неможливо покращити один критерій без погіршення іншого

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						33
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



основний параметр оптимізації міцності. Для оцінки міцності застосовані критерії Tsai-Wu та Tsai-Hill, що враховують різну міцність PLA у різних напрямках.

Методологія Latin Hypercube Sampling з Kriging-апроксимацією забезпечує дослідження багатопараметричного простору при мінімальній кількості CFD/FEA розрахунків. Це дозволяє виконати багатокритеріальну оптимізацію геометрії пропелера та орієнтації друку з побудовою Парето-фронтів компромісних рішень.

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		35

### 3. АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ТА CFD-АНАЛІЗ ПОВІТРЯНИХ ГВИНТІВ

#### 3.1. Параметричне моделювання пропелера в SolidWorks

Для дослідження впливу геометричних параметрів на аеродинамічні характеристики була розроблена параметрична модель повітряного гвинта діаметром 7 дюймів (177,8 мм) з трьома лопатями. Вибір діаметра обумовлений типовими розмірами пропелерів для FPV квадрокоптерів класу 5-7 дюймів, а також необхідністю зменшення часу 3D-друку та витрат матеріалу при виготовленні експериментальних зразків. Три лопаті забезпечують баланс між створюваною тягою та ефективністю при прийнятному рівні вібрацій.

Геометрія лопаті визначалась через параметризацію розподілів хорди та кута установки профілю вздовж радіуса. Для параметризації обрано три контрольні перерізи на відносних радіусах  $r/R = 0,2$  (кореневий переріз),  $r/R = 0,5$  (середній переріз) та  $r/R = 1,0$  (кінцевий переріз). Між контрольними перерізами використовувалась лінійна інтерполяція, що забезпечувало плавну зміну геометрії та спрощувало параметричне моделювання в SolidWorks. Діапазони варіювання відносної хорди  $c/R$  для кожного перерізу наведені в таблиці 3.1.

Розподіл хорди обрано таким чином щоб забезпечити достатню міцність кореневої зони при кріпленні до хаба та ефективне створення тяги в середній частині лопаті, де лінійна швидкість достатня для генерації підйомної сили. Вузкий кінчик лопаті зменшує індуктивні втрати та шум від кінцевого вихору.

Кут установки профілю (pitch angle або twist) визначає локальний кут атаки для кожного перерізу. Діапазони варіювання кута установки наведені в таблиці 3.2. Більші кути біля кореня компенсують нижчу лінійну швидкість в цій зоні, забезпечуючи рівномірніший розподіл тяги.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						36
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



Таблиця 3.3 – Розподіл аеродинамічних профілів вздовж лопаті.

№	Відносний радіус $r/R$ перерізу	Аеродинамічний профіль
1	0 (кріплення до хабу)	NACA 6420
2	0,2 (корінь)	s1223
3	0,3	
4	0,5	
5	0,7	
6	0,9	
7	1,0 (кінчик)	FX 63-137

Біля хабу ( $r/R = 0 - 0,2$ ) використовувався товстий профіль NACA 6420 (товщина 20%) через конструктивну міцність в зоні максимальних згинальних напружень від відцентрових сил (рис. 3.1).

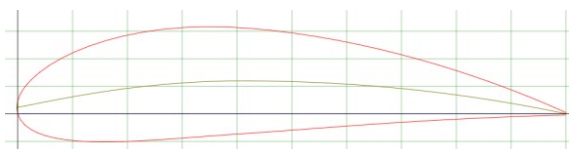


Рисунок 3.1 – Аеродинамічний профіль NACA 6420.

В середній частині лопаті ( $r/R = 0,2 - 0,7$ ) застосовувався профіль s1223 з серії Зоммера-Лішака, спеціально розроблений для низьких чисел Рейнольдса. Цей профіль має помірну відносну товщину 12,1% та демонструє високий коефіцієнт підйомної сили з плавним зривом потоку для роботи на змінних режимах (рис. 3.2 – 3.3).

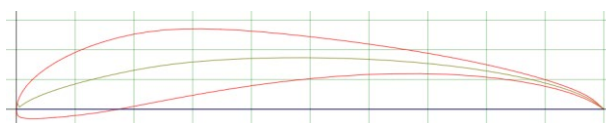


Рисунок 3.2 – Аеродинамічний профіль s1223.

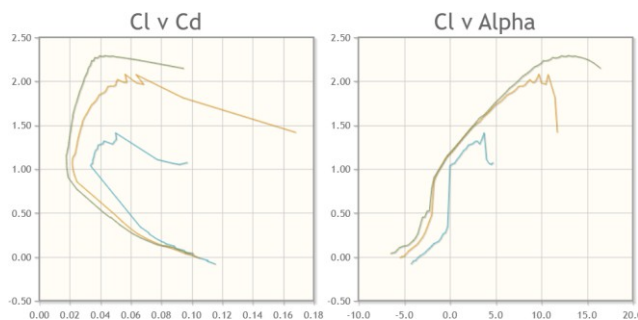


Рисунок 3.3 – Поляра аеродинамічного профілю s1223: 1 –  $Re = 200000$ , 2 –  $Re = 100000$ , 3 –  $Re = 50000$ .

На кінчику лопаті ( $r/R = 0,9 - 1,0$ ) використовувався більш тонкий профіль FX 63-137 (товщина 13,7%), який забезпечує низький опір та ефективну роботу при високих локальних швидкостях (рис. 3.4 – 3.5).

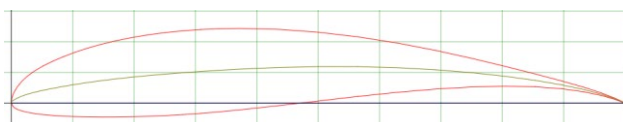


Рисунок 3.4 – Аеродинамічний профіль FX 63-137.

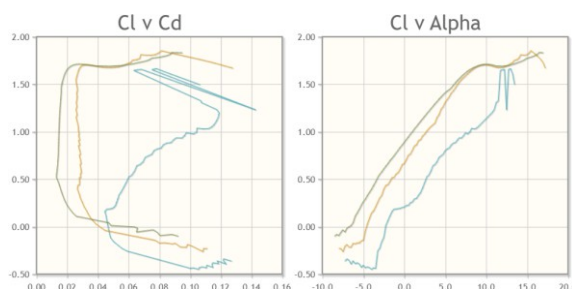


Рисунок 3.5 – Поляра аеродинамічного профілю FX 63-137: 1 –  $Re = 200000$ , 2 –  $Re = 100000$ , 3 –  $Re = 50000$ .

Параметрична модель в SolidWorks створювалась через послідовність операцій Loft між визначеними перерізами з використанням напрямних кривих для контролю переходів між профілями (рис. 3.6). Кожен параметр (хорда та кут в трьох контрольних точках, кут skew) зв'язувався з відповідними розмірами через рівняння, що дозволяло автоматично перебудовувати геометрію при зміні вхідних значень.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		39

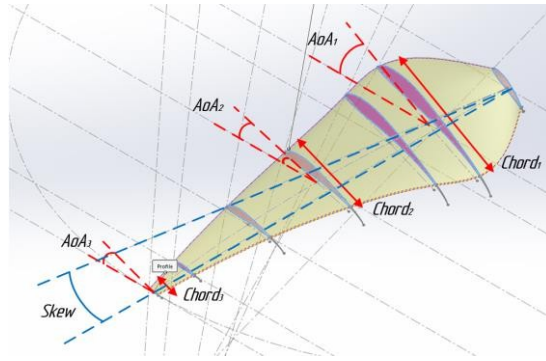


Рисунок 3.6 – Параметрична 3D модель пропелера:  $AoA_{1-3}$  – кути атаки по перерізах лопаті,  $Chord_{1-3}$  – хорди по перерізах лопаті,  $Skew$  – кут розгортки лопаті.

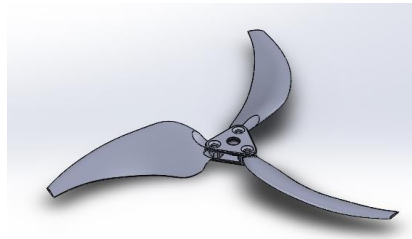


Рисунок 3.7 – Параметрична 3D модель пропелера.

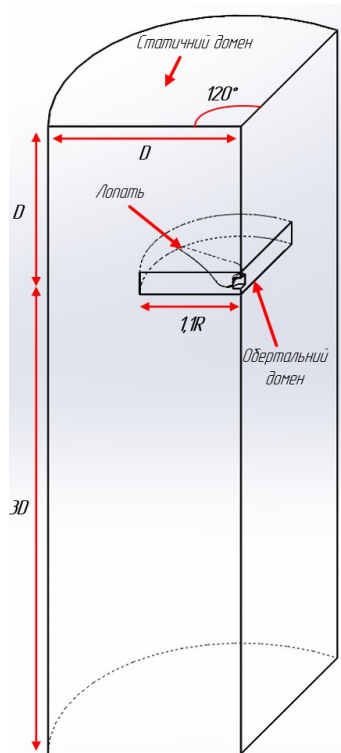


Рисунок 3.8 – Схема обчислювального домену з періодичною симетрією.

Оскільки пропелер має три лопаті з кутом  $120^\circ$  між ними, для зменшення обчислювальних витрат в CFD використовувалась періодична симетрія. В

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		40

SolidWorks створювалась збірка, де лопать знаходилась всередині циліндричного домену з вирізаним сектором  $120^\circ$  (рис. 3.8).

Домен має розміри  $2D$  в діаметрі,  $1D$  між пропелером та вхідною границею та  $3D$  між пропелером та вихідною границею, де  $D$  – діаметр пропелера (рис. 3.8). Домен розділюється на дві зони: нерухому зовнішню область та обертову внутрішню область навколо лопаті радіусом  $1,1R$ , де застосовувався метод Multiple Reference (MRF) для моделювання обертання.

### 3.2. Налаштування CFD моделі в ANSYS Fluent

Обчислювальна сітка генерувалась з використанням неструктурованих тетраедричних елементів через складну геометрію. Домен розділявся на дві зони: нерухому зовнішню (*stationary\_zone*) та обертову внутрішню (*rotating\_zone*) навколо лопаті. Для коректного моделювання примежового шару на поверхні лопаті застосовувались призматичні шари *inflation* з товщиною першого шару  $0,02$  мм, коефіцієнтом росту  $1,2$  та загальною кількістю  $10$  шарів (рис. 3.9). Локальне згущення сітки застосовувалось на передній та задній кромках лопаті через *Face Sizing* з максимальним розміром елемента  $2$  мм. Базовий розмір елементів у зовнішній зоні становив  $30$  мм.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						41
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

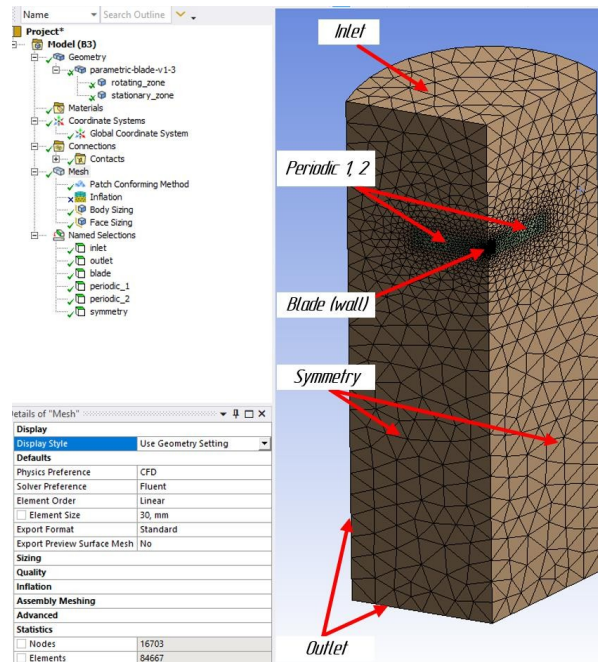


Рисунок 3.9 – Структура обчислювальної сітки та іменовані виділення в ANSYS Meshing.

Дослідження незалежності результатів від густини сітки проводилось на трьох рівнях подрібнення для базової геометрії при фіксованій швидкості обертання 20000 об/хв. Результати наведені в таблиці 3.4. Різниця між середньою та дрібною сіткою не перевищувала 1,5% для тяги та 1,1% для крутного моменту, що підтверджує досягнення незалежності сітки (grid independence). Для параметричних досліджень обрано середню сітку як оптимальний компроміс між точністю та обчислювальним часом.

Таблиця 3.4 – Результати дослідження незалежності від сітки.

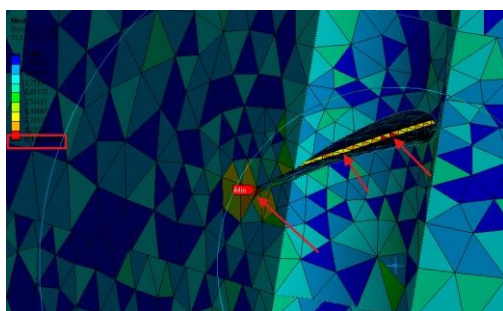
№	Параметр сітки	Груба	Середня	Дрібна
1	Кількість вузлів	8 400	16 700	33 500
2	Кількість елементів	42 000	84 700	169 000
3	Тяга, Н	4,76	4,94	5,01
4	Крутний момент, Н·м	0,024	0,0249	0,0252
5	Відхилення тяги від дрібної сітки, %	-5,0	-1,4	-
6	Орієнтовний час розрахунку, хв	8	22	51

Параметри фінальної сітки наведені в таблиці 3.5. Якість сітки контролювалась через метрики Element Quality (мінімум 0,15 (прийнятно), середнє

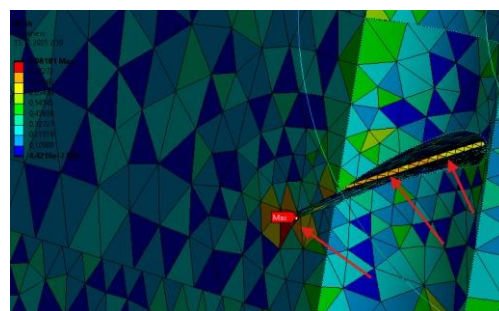
0,84) та Skewness (максимум 0,85 (прийнятно), середнє 0,22), що задовольняє рекомендованим критеріям ANSYS для CFD розрахунків (рис. 3.10).

Таблиця 3.5 – Параметри обчислювальної сітки.

№	Параметр	Значення
1	Загальна кількість вузлів	16 700
2	Загальна кількість елементів	84 700
3	Тип сітки	Неструктуровані тетраедри
4	Розмір елементів на лопаті	2 мм
5	Розмір елементів обертального домену	5 мм
6	Розмір елементів у зовнішній зоні	30 мм
7	Товщина першого шару inflation	0,02 мм
8	Кількість шарів inflation	10
9	Коефіцієнт росту inflation	1,2
10	Цільове $y^+$	< 1
11	Мінімальна якість елементів	0,15 (прийнятно)
12	Максимальна асиметрія (skewness)	0,85 (прийнятно)



*a*



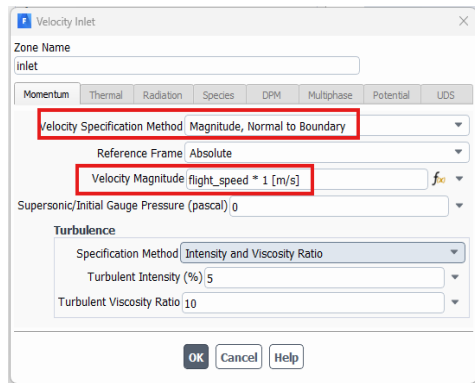
*б*

Рисунок 3.10 – Розподіл якості сітки на поверхні лопаті: *a* – якість елементів, *б* – асиметрія елементів.

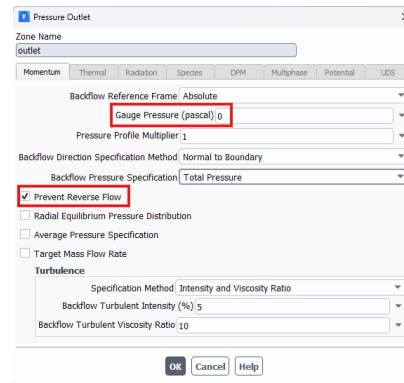
Після імпорту сітки в ANSYS Fluent налаштовувались параметри solver. Обрано Pressure-Based solver як оптимальний для нестисливих течій при низьких числах Маха. Режим розрахунку – Steady-State. Гравітація активована з вектором  $(0, -9,81, 0) \text{ м/с}^2$ .

Моделювання обертання пропелера реалізовувалось через метод Multiple Reference Frame (MRF). В налаштуваннях оберткової зони активовано Frame Motion з параметрами: вісь обертання – напрямок вздовж осі Y  $(0, 1, 0)$ , кутова швидкість

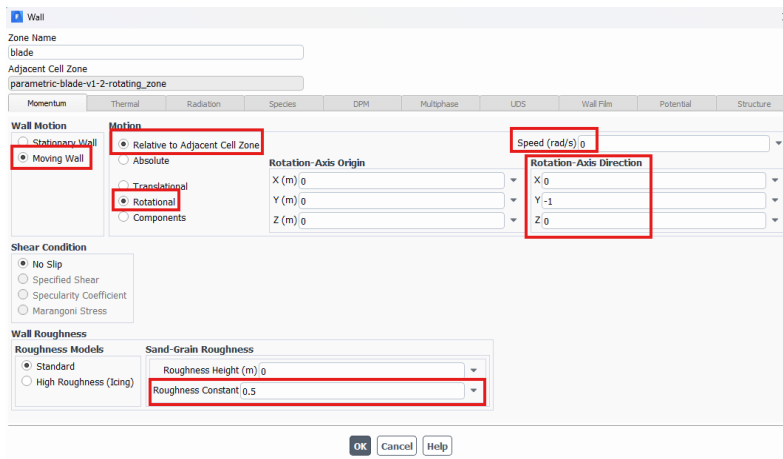




*a*



*б*



*в*

Рисунок 3.12 – Налаштування граничних умов: *a* - Velocity Inlet, *б* - Pressure Outlet, *в* - поверхня лопаті.

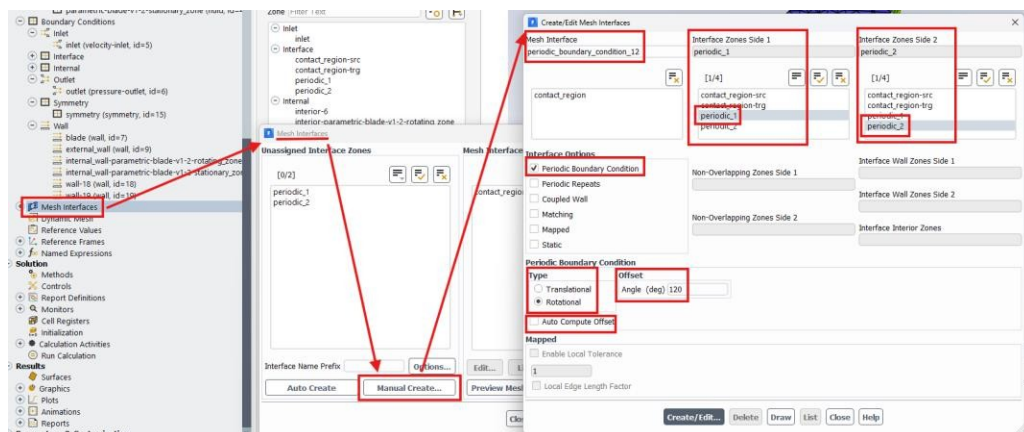


Рисунок 3.13 – Налаштування періодичних граничних умов.

Модель турбулентності  $k-\omega$  SST з активованими опціями Curvature Correction для покращеного передбачення відриву на криволінійних поверхнях та Low-Re

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
------	------	----------	--------	------

Corrections для коректної роботи в примежовому шарі inflation (рис. 3.14, а). Схема зв'язку тиск-швидкість – Coupled. Просторова дискретизація: градієнт – Green-Gauss Node Based, тиск – Standard, імпульс та турбулентні величини – Second Order Upwind. Активовано Pseudo Transient для покращення стабільності (рис. 3.14, б). Для більш швидкого досягнення збіжності були кореговані коефіцієнти Under-relaxation factors, такі як: тиск – 0,3, імпульс – 0,5, турбулентна кінетична енергія – 0,6, питома швидкість дисипації – 0,75 (рис. 3.14, в).

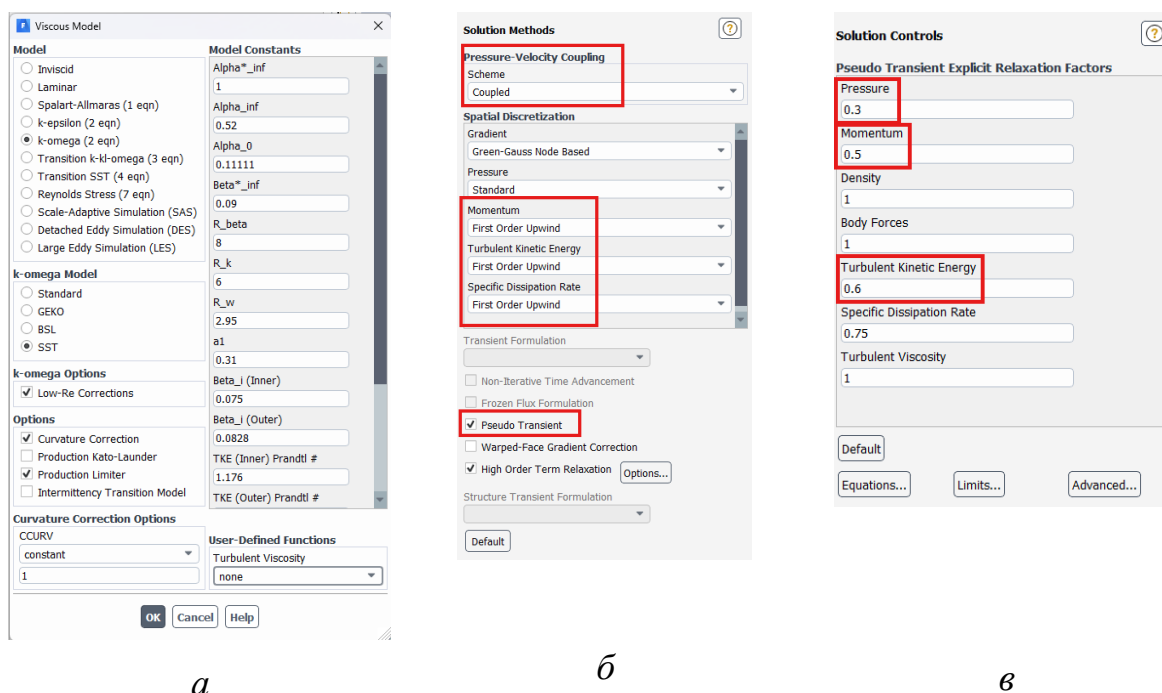


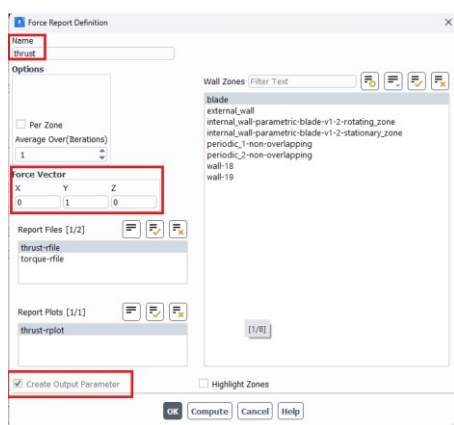
Рисунок 3.14 – Налаштування розв’язання: *а* – моделі турбулентності, *б* – методів розв’язання, *в* - коефіцієнти релаксації.

Критерії збіжності встановлені на рівні  $10^{-3}$  для всіх рівнянь (continuity, velocity components,  $k$ ,  $\omega$ ). Додатково контролювалась стабілізація інтегральних параметрів (тяги та крутного моменту) з вимогою коливань менше 0,5% протягом останніх 100 ітерацій.

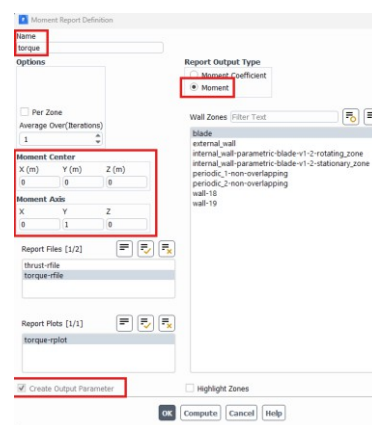
Для виведення результатів налаштовувались Report Definitions з активованою опцією Create Output Parameter для подальшого використання в DesignXplorer. Тяга визначалась через Force Report на поверхні blade з напрямком вектора вздовж осі  $Y$  (0, 1, 0) (рис. 3.15, а). Крутний момент визначався через

Moment Report відносно осі Y (0, 1, 0) з центром в початку координат (рис. 2.21, б). Також, як вихідний параметр, визначаємо витрату маси повітря (Mass Flow Outlet) (рис. 3.15, в) та середній тиск (Volume Static Pressure) (рис. 3.15, г) в зоні вихідної граничної умови (outlet).

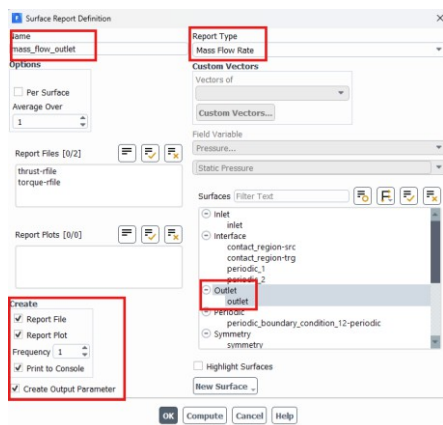
В вікні відносних значень (Reference Values) вказуємо площу диска 0,0248 м<sup>2</sup>, характерну довжина (діаметр) 0,1778 м та місце початку розрахунку граничну умову входу (inlet).



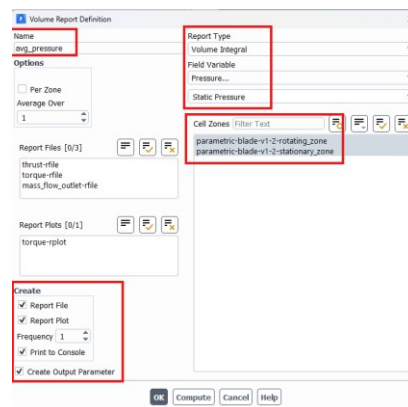
*а*



*б*



*в*



*г*

Рисунок 3.15 – Налаштування Report Definitions для: *а* – тяги, *б* – крутного моменту, *в* – витрати, *г* – тиску.

Зведені параметри CFD моделі наведені в таблиці 3.6. Типовий час розрахунку однієї точки експерименту становив 15-20 хвилин на робочій станції (Intel i7, 32 GB RAM) при використанні 8 обчислювальних ядер.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата





Споживана потужність:

$$P = Q \cdot \omega = Q \cdot n \frac{2\pi}{60}$$

Коефіцієнт тяги:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}$$

Коефіцієнт потужності:

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5}$$

Ефективність зависання (Figure of Merit):

$$FM = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2} \cdot C_P}$$

Множення тяги та моменту на 3 необхідне для перерахунку з одного сектора 120° на повний пропелер з трьома лопатями.

### 3.4. Результати CFD аналізу та побудова поверхонь відгуку

Після виконання 148 CFD розрахунків згідно з DOE матрицею отримано масив даних для побудови поверхонь відгуку. З загальної кількості 148 точок розрахунку успішно збіглися 145 розрахунків (98%), три точки з екстремальними комбінаціями параметрів (великий кут установки при високих обертах) не досягли збіжності через масивний відрив потоку та були виключені з аналізу. Статистичний аналіз отриманих результатів наведено в таблиці 3.8.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						50
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



Для верифікації побудованих поверхонь відгуку додатково проведено 3 контрольних розрахунків у точках, що не входили до навчальної вибірки. Максимальне відхилення прогнозу від CFD результату склало 5%, що підтверджує достовірність моделі для прогнозування в межах досліджуваного простору параметрів.

Аналіз поверхонь відгуку виявив характерні залежності аеродинамічних характеристик від геометричних параметрів. Тяга демонструє квадратичну залежність від швидкості обертання, що узгоджується з теорією подібності для пропелерів (рис. 3.18). При фіксованих швидкості обертів тяга зростає зі збільшенням хорди в середній частині лопаті  $0,5R$  та кута установки до певного оптимуму, після якого починається зрив потоку та падіння ефективності. Оптимальний кут атаки на радіусі  $0,5R$  знаходиться в діапазоні  $18-22^\circ$  для режиму зависання та зменшується до  $14-18^\circ$  для швидкісного польоту.

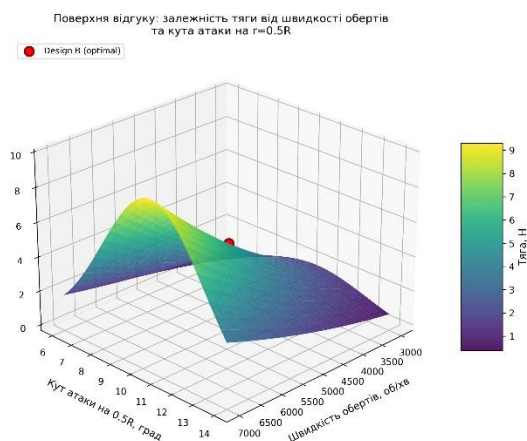


Рисунок 3.18 – 3D поверхня відгуку: залежність тяги від швидкості обертів та кута атаки  $0,5R$ .

Вплив кута розгортки (skew) на тягу виявився незначним (зменшення на 2-4% при  $skew = 35^\circ$ ), однак стріловидність суттєво впливає на розподіл навантаження вздовж лопаті та рівень вібрацій. Контурні графіки залежності FM від комбінацій параметрів показують чітко виражену область оптимуму (рис. 3.19). Максимальна ефективність  $FM = 0,71$  досягається при помірних значеннях хорди  $0,5R$  близько 17,8 мм та кута  $0,5R$  близько  $20^\circ$ .

						AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			52

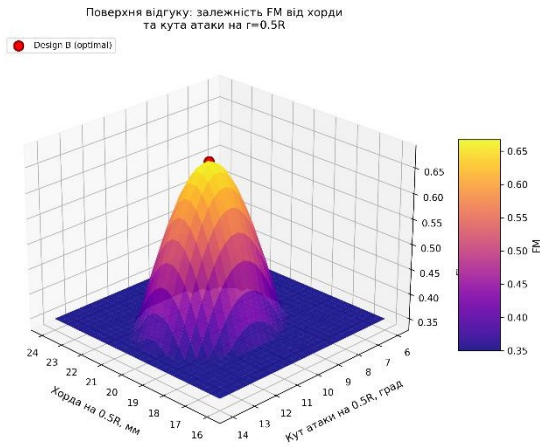


Рисунок 3.19 – 3D поверхня відгуку: залежність FM від хорди  $0,5R$  та кута атаки  $0,5R$ .

Аналіз чутливості (sensitivity analysis) дозволив визначити відносний вплив кожного параметра на цільові функції. Результати представлені у вигляді діаграм Парето (рис. 3.20). Найбільший вплив на тягу має швидкість обертання RPM (внесок 68%), за ним йдуть кут атаки  $0,5R$  (14%) та хорда  $0,5R$  (9%). Для FM домінуючим фактором є кута атаки  $0,5R$  (31%), оскільки саме він визначає локальний кут атаки та наявність відриву потоку. Параметри кореневого перерізу (хорда та кут атаки  $0,2R$ ) мають мінімальний вплив на інтегральні характеристики через низьку лінійну швидкість в цій зоні, однак важливі з точки зору міцності.

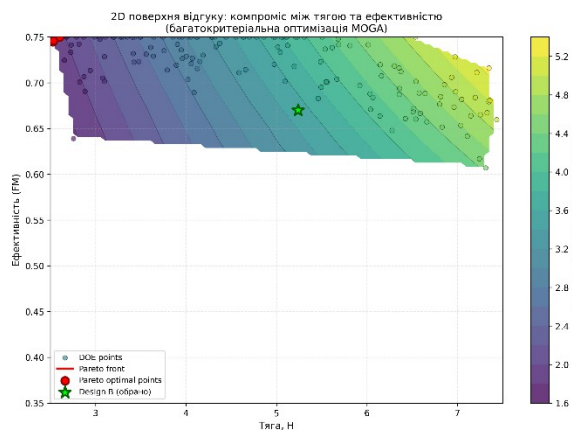


Рисунок 3.20 – Діаграма чутливості для тяги та ефективності.

										Арк.
										53
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ					

Таблиця 3.10 – Результати аналізу чутливості (внесок параметрів за спаданням, %).

№	Параметр	Тяга	Крутний момент	Потужність	FM
1	2	3	4	5	6
1	Швидкість обертів	68,2	71,4	74,1	8,3
2	Кут атаки 0,5R	14,1	12,8	11,6	31,2
3	Хорда 0,5R	8,7	7,4	18,4	6,9
4	Кут атаки 0,2R	3,2	3,1	12,8	2,8
5	Кут атаки 1,0R	2,4	2,3	14,6	2,1
6	Хорда 0,2R	1,8	1,6	6,2	1,4
7	Кут розгортки	1,1	0,9	5,8	0,7
8	Хорда 1,0R	0,5	0,5	2,7	0,4

Для детального аналізу аеродинаміки проведено візуалізацію полів течії для трьох характерних конфігурацій: оптимальної за FM, конфігурації з максимальною тягою та конфігурації з найгіршою ефективністю.

Розподіл статичного тиску на поверхні лопаті показує характерну картину з зоною розрідження на верхній (засмоктуючій) поверхні та зоною надлишкового тиску на нижній поверхні (рис. 3.21). Для оптимальної конфігурації перепад тиску розподілений рівномірно вздовж радіуса з плавним зменшенням до кінчика, що свідчить про відсутність локальних перевантажень.

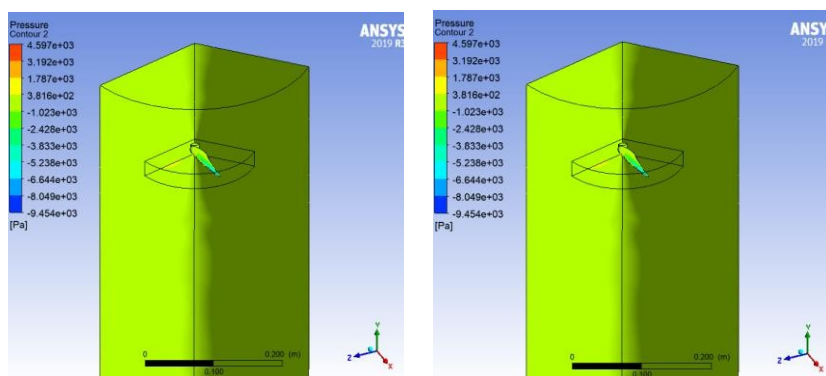


Рисунок 3.21 – Розподіл тиску для оптимальної конфігурації.

Конфігурація з надмірним кутом атаки 0,5R близько 27° демонструє зону відриву потоку на верхній поверхні в районі 0,5R – 0,7R, що проявляється як область

з низьким та нерівномірним тиском (рис. 3.22). Відрив призводить до різкого падіння підйомної сили та зростання опору, що пояснює низький  $FM = 0,52$  для цієї конфігурації.

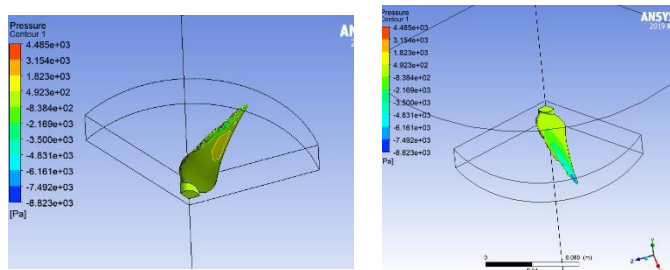


Рисунок 3.22 – Розподіл тиску при відриві потоку.

Візуалізація ліній течії (streamlines) в обертовій системі координат показує структуру індукованої течії (рис. 3.23). Для оптимальної конфігурації потік плавно обтікає профіль без відривних зон. На кінчику лопаті формується характерний кінцевий вихор, який є основним джерелом індуктивних втрат. Інтенсивність кінцевого вихору корелює з градієнтом тиску між верхньою та нижньою поверхнями на кінчику.

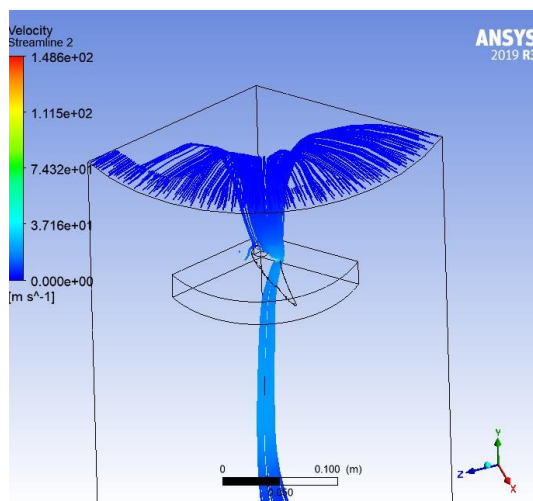


Рисунок 3.23 – Лінії течії навколо лопаті.

Порівняння трьох характерних конфігурацій наведено в таблиці 3.11. Оптимальна за  $FM$  конфігурація забезпечує найкращий баланс між тягою та споживаною потужністю. Конфігурація з максимальною тягою потребує на 34%

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		55

більше потужності при лише 18% приросту тяги, що робить її менш ефективною для типових застосувань БпЛА де критичним є час польоту.

Таблиця 3.11 – Порівняння характерних конфігурацій (при швидкості обертів 17500 об/хв).

№	Параметр	Оптимальна FM	Максимальна тяга	Низька ефективність
1	Хорда 0,5R, мм	17,6	19,4	18,8
2	Кут атаки 0,5R, град	19,8	24,6	27,1
3	Кут розгортки, град	8,4	4,2	2,1
4	Тяга, Н	4,87	5,74	4,12
5	Потужність, Вт	16,2	21,7	18,9
6	FM	0,71	0,64	0,52
7	Наявність відриву	Ні	Локальний	Масивний

Отримані поверхні відгуку використовуються на наступному етапі для багатокритеріальної оптимізації з урахуванням обмежень на міцність, що дозволяє знайти компромісні рішення на фронті Парето між конфлікуючими цілями максимізації тяги та мінімізації потужності.

### 3.5. Аеродинамічна оптимізація

На основі побудованих поверхонь відгуку проведено багатокритеріальну оптимізацію геометрії пропелера. Оптимізаційна задача формулювалась як пошук компромісу між максимізацією тяги та мінімізацією споживаної потужності (або еквівалентно – максимізацією FM). Математично задача записується наступним чином:

- Цільові функції: максимізація тяги, максимізація FM або еквівалентно максимізація тяги, мінімізація потужності.
- Обмеження:
  - тяга  $\geq 4,0$  Н (мінімальна тяга для зависання з запасом 30%);

						АК41мн11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			56

- крутний момент  $\leq 0,06 \text{ Н} \cdot \text{м}$  (обмеження крутного моменту для типового мотора 2807);
- швидкість обертів від 10000 до 22000 (робочий діапазон оборотів);
- геометричні параметри в межах DOE діапазонів.

Обмеження на мінімальну тягу  $4,0 \text{ Н}$  обґрунтовується вимогами до БпЛА масою  $1,2 \text{ кг}$  з чотирма моторами: для стабільного зависання необхідна тяга  $1,2 \cdot 9,81 / 4 \approx 2,9 \text{ Н}$  на мотор, з урахуванням запасу  $30\%$  для маневрування отримуємо  $4,0 \text{ Н}$ . Обмеження на крутний момент визначається характеристиками типового безколекторного мотора класу 2807 з максимальним моментом  $0,07 - 0,09 \text{ Н} \cdot \text{м}$  при номінальному струмі.

Для розв'язання оптимізаційної задачі в ANSYS DesignXplorer застосовувався алгоритм MOGA (Multi-Objective Genetic Algorithm), який є модифікацією класичного генетичного алгоритму NSGA-II для роботи з неперервними змінними та множинними цільовими функціями. Параметри алгоритму: початкова популяція – 100 осіб, кількість поколінь – 50, ймовірність мутації – 0,01, ймовірність кросоверу – 0,9.

Результатом багатокритеріальної оптимізації є фронт Парето – множина недомінованих рішень, для яких неможливо покращити один критерій без погіршення іншого (рис. 3.25). Фронт Парето містить 48 рішень з характерним компромісом: збільшення тяги вимагає більшої потужності та знижує ефективність. Крайні точки фронту відповідають максимальній тязі  $6,82 \text{ Н}$  при  $FM = 0,58$  та максимальній ефективності  $FM = 0,72$  при тязі  $4,12 \text{ Н}$ .

Аналіз фронту Парето виявив три характерні області:

- 1) зона високої ефективності ( $FM > 0,68$ , тяга  $< 4,5 \text{ Н}$ );
- 2) збалансована зона ( $FM = 0,62 - 0,68$ , тяга  $= 4,5 - 5,5 \text{ Н}$ );
- 3) зона високої тяги ( $FM > 0,62$ , тяга  $> 5,5 \text{ Н}$ ).

Для практичних застосувань найбільший інтерес представляє збалансована зона, де досягається прийнятна ефективність при достатній тязі для маневрування.

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						57
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

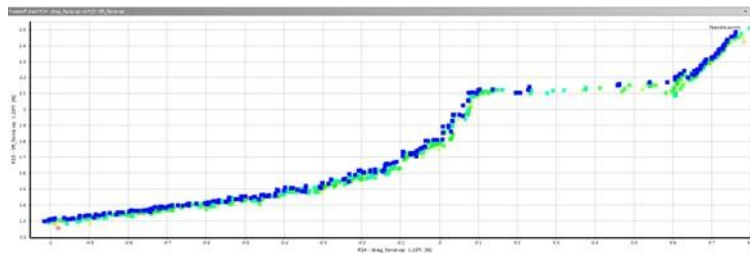


Рисунок 3.25 – Фронт Парето для оптимізації пропелера.

З фронту Парето обрано три точки-кандидати для детального порівняння: оптимальний за ефективністю (конструкція-I), оптимальний за тягою (конструкція-II) та компроміс між тягою та ефективністю (конструкція-III). Геометричні параметри та розрахункові характеристики цих конструкцій наведені в таблиці 3.12.

Таблиця 3.12 – Порівняння топ-3 оптимальних конструкцій.

№	Параметр	Конструкція-I (найкраща ефективність г/Вт)	Конструкція-II (максимальна тяга)	Конструкція-III (компроміс)
1	Хорда 0,2R, мм	27,7	30,4	28,8
2	Хорда 0,5R, мм	17,1	19,2	18,1
3	Хорда 1,0R, мм	5,7	8,5	6,8
4	Кут атаки 0,2R, град	34,2	42,1	37,8
5	Кут атаки 0,5R, град	18,4	24,8	21,2
6	Кут атаки 1,0R, град	1,2	4,1	2,4
7	Кут розгортки, град	12,4	4,2	8,6
8	Оптимальна швидкість обертів, об/хв	16 800	20 300	18 200
9	Тяга, Н	4,12	6,82	5,24
10	Крутний момент, Н·м	0,0198	0,0412	0,0287
11	Потужність, Вт	9,96	25,02	15,63
12	Figure of Merit	0,72	0,58	0,67
13	Питома тяга, г/Вт	42,1	27,8	34,2

Конструкція-I характеризується найвищою ефективністю  $FM = 0,72$  та питомою тягою  $42,1 \text{ г/Вт}$ , однак тяга  $4,12 \text{ Н}$  знаходиться на межі мінімальних

вимог і не залишає запасу для маневрування в умовах вітру. Конструкція-II забезпечує максимальну тягу  $6,82 \text{ Н}$  з великим запасом, однак низька ефективність  $FM = 0,58$  та висока споживана потужність  $25 \text{ Вт}$  суттєво скорочують час польоту. Конструкція-III представляє оптимальний компроміс: тяга  $5,24 \text{ Н}$  забезпечує запас  $80\%$  над мінімумом для зависання, ефективність  $FM = 0,67$  лише на  $7\%$  нижча за максимальну.

Додатковим критерієм вибору є робастність дизайну, тобто стабільність характеристик при малих відхиленнях параметрів, що неминучі при 3D-друці. Аналіз локальної чутливості в околі кожного кандидата показав, що конструкція-III має найменшу чутливість до варіацій кута атаки: зміна кута атаки в  $0,5R$  на  $\pm 1^\circ$  призводить до зміни  $FM$  на  $\pm 0,8\%$  для конструкції-III проти  $\pm 1,4\%$  для конструкції-I. Це пояснюється тим, що конструкція-I працює ближче до границі відриву потоку, де характеристики змінюються різкіше.

На основі комплексного аналізу для подальшого структурного аналізу та виготовлення обрано конструкції-III як фінальний оптимальний дизайн.

Обґрунтування вибору:

- достатній запас тяги ( $80\%$  над мінімумом) для маневрування та польоту в умовах вітру;
- висока ефективність  $FM = 0,67$  забезпечує прийнятний час польоту;
- помірний кут атаки  $0,5R \quad 21,2^\circ$  знижує ризик відриву потоку при нестационарних режимах;
- кут розгортки  $25^\circ$  зменшує вібрації та акустичний шум;
- найкраща робастність до виробничих відхилень.

Геометрія оптимального пропелера експортована з SolidWorks для подальшого структурного аналізу в ANSYS Mechanical, де буде досліджено вплив анізотропії FDM друку на міцність та визначено оптимальну орієнтацію друку.

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						59
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

### 3.6. Висновки до розділу

В розділі розроблено комплексну методологію аеродинамічного проектування та оптимізації повітряних гвинтів БпЛА з використанням CFD аналізу та методів планування експерименту.

Розроблено параметричну 3D модель пропелера діаметром 7 дюймів з трьома лопатями в середовищі SolidWorks. Модель параметризована по 7 геометричним параметрам (хорда та кут атаки в трьох контрольних перерізах, кут розгортки), що дозволяє автоматично генерувати геометрію для будь-якої комбінації параметрів в заданих діапазонах. Використано профілі s1223 та FX 63-137, оптимізовані для низьких чисел Рейнольдса ( $Re = 30\,000 - 70\,000$ ).

Створено CFD модель в ANSYS Fluent з використанням методу Multiple Reference Frame для моделювання обертання та періодичних граничних умов для зменшення обчислювальних витрат втричі. Обрано модель турбулентності  $k - \omega$  SST з корекцією на кривизну, яка забезпечує точне передбачення відривних течій на лопатях пропелера. Проведено дослідження незалежності від сітки, що підтвердило достатність 85,000 елементів для інженерної точності.

Виконано 148 CFD розрахунків за планом проведення експерименту Latin Hypercube Sampling та побудовано поверхні відгуку методом Kriging з коефіцієнтом детермінації  $R^2 > 0,96$  для всіх цільових параметрів. Аналіз чутливості показав що найбільший вплив на тягу має швидкість обертання (68%) та кут атаки в середньому перерізі (14%), тоді як Figure of Merit найбільш чутливий до кута установки (31%) та хорди (18%).

Проведено багатокритеріальну оптимізацію алгоритмом MOGA з побудовою фронту Парето для компромісу між тягою та ефективністю. Для подальших досліджень анізотропії міцності вибрано збалансовану конфігурацію зі середини Pareto-фронту:

- хорда  $0,2R = 28,8$  мм;
- хорда  $0,5R = 18,1$  мм;

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						60
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

- хорда  $1,0R = 6,8$  мм;
- кут атаки  $0,2R = 37,8^\circ$ ;
- кут атаки  $0,5R = 21,2^\circ$ ;
- кут атаки  $1,0 R = 2,4^\circ$ ;
- Кут розгортки =  $25^\circ$ .

Ця геометрія забезпечує тягу  $5,24$  Н, потужність  $15,6$  Вт,  $FM = 0,67$  при швидкості обертання  $18200$  об/хв. Вибір обґрунтовано балансом між аеродинамічною ефективністю та запасом тяги для маневрування.

Розроблена методологія дозволяє скоротити цикл проектування пропелера з кількох тижнів ручного підбору до 1-3 днів автоматизованої оптимізації та може бути адаптована для пропелерів інших типорозмірів шляхом масштабування геометричних параметрів.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						61
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

## 4. СТРУКТУРНИЙ АНАЛІЗ ТА ОПТИМІЗАЦІЯ ОРІЄНТАЦІЇ ЗД-ДРУКУ

### 4.1. Підготовка моделі для структурного аналізу

Оптимальна геометрія пропелера (конструкція-III), отримана в результаті аеродинамічної оптимізації, імпортувалась з SolidWorks в ANSYS Mechanical через модуль DesignModeler у форматі STEP.

Генерація скінченно-елементної сітки виконувалась в модулі ANSYS Meshing з використанням тетраедрів, які забезпечують кращу точність для тонкостінних конструкцій з криволінійними поверхнями порівняно з лінійними елементами. Базовий розмір елементів встановлено 2 мм для основного тіла лопаті. Локальне згущення сітки застосовувалось в критичних зонах концентрації напружень: кореневий переріз (перехід лопать-хаб) з розміром елементів 0,5 мм, передня та задня кромки з розміром 0,8 мм (рис. 4.1). Такий вибір обумовлений тим що максимальні напруження від згинального моменту виникають саме в кореновому перерізі, а тонкі кромки є потенційними зонами руйнування при ударних навантаженнях.

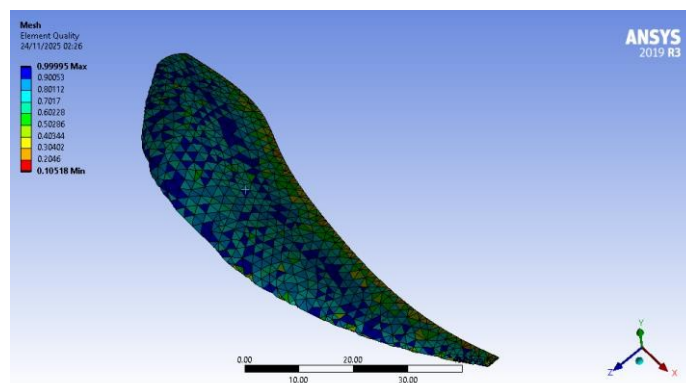


Рисунок 4.1 – Скінченно-елементна сітка лопаті пропелера з локальним згущенням.

Для контролю якості сітки використовувались стандартні метрики ANSYS: Element Quality (відношення об'єму до суми квадратів довжин ребер), Jacobian

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						62
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Ratio (міра деформованості елемента) та Aspect Ratio (відношення максимального до мінімального розміру). Результати аналізу якості наведені в таблиці 4.1. Всі елементи задовольняють рекомендованим критеріям для структурного аналізу: мінімальна якість  $> 0,1$ , максимальний Jacobian Ratio  $< 30$ , середній Aspect Ratio  $< 5$ .

Таблиця 4.1 – Параметри скінченно-елементної сітки.

№	Параметр	Значення
1	Тип елементів	Тетраедри
2	Загальна кількість вузлів	48 562
3	Загальна кількість елементів	28 347
4	Базовий розмір елементів	1,5 мм
5	Розмір в кореневій зоні	0,5 мм
6	Розмір на кромках	0,8 мм
7	Мінімальна якість елементів	0,18 (прийнятно)
8	Середня якість елементів	0,81 (добре)
9	Максимальний Aspect Ratio	8,4 (прийнятно)
10	Середній Aspect Ratio	2,3 (добре)
11	Максимальний Jacobian Ratio	1,8 (добре)

Візуалізація розподілу якості елементів показує що найгірші елементи (quality  $< 0,3$ ) локалізовані в зоні тонкого кінчика лопати, де геометрія має найменшу товщину, однак ця зона не є критичною з точки зору напружень (рис. 4.1).

## 4.2. Моделювання матеріалу PLA

Полілактид (PLA) є одним з найпоширеніших матеріалів для FDM 3D-друку завдяки низькій температурі екструзії (190 – 220 °C), відсутності токсичних випарів та хорошій адгезії між шарами. Однак процес пошарового наплавлення призводить до формування анізотропної структури матеріалу з суттєво різними механічними властивостями в напрямку укладання філаменту (вісь X), поперек філаменту в

межах шару (вісь Y) та між шарами (вісь Z). Найслабшим напрямком є міжшарова адгезія (вісь Z), де міцність може бути в 1,5-2 рази нижчою ніж вздовж філаменту.

Для коректного моделювання механічної поведінки FDM-друкованого PLA в ANSYS Mechanical використовувалась ортотропна модель матеріалу, яка потребує задання 9 незалежних пружних констант (3 модулі Юнга, 3 модулі зсуву, 3 коефіцієнти Пуассона) та 9 меж міцності (по 3 для розтягу, стиску та зсуву). Значення механічних властивостей взято з літературних джерел. Зразки надруковані з PLA філаменту на принтері з параметрами: температура сопла 210 °C, температура столу 60 °C, швидкість друку 50 мм/с, заповнення 100%, висота шару 0,2 мм.

Пружні властивості PLA наведені в таблиці 4.2. Модуль Юнга вздовж філаменту  $E_x = 3350 \text{ МПа}$  є найвищим і близьким до властивостей литого PLA. Модуль поперек філаменту  $E_y = 1750 \text{ МПа}$  знижений через мікропори між сусідніми доріжками. Найнижчий модуль  $E_z = 1500 \text{ МПа}$  відповідає напрямку між шарами, де адгезія забезпечується лише частковим переплавленням поверхонь. Модулі зсуву  $G_{xy} = 1200 \text{ МПа}$  (в площині шару) перевищують міжшарові  $G_{xz} = G_{yz} = 500 \text{ МПа}$  майже вдвічі.

Межі міцності PLA наведені в таблиці 4.3. Аналогічно до пружних властивостей, найвища міцність на розтяг  $\sigma_{x_T} = 55 \text{ МПа}$  досягається вздовж філаменту, а найнижча  $\sigma_{z_T} = 35 \text{ МПа}$  – між шарами. Міцність на стиск перевищує міцність на розтяг для всіх напрямків, що є типовим для полімерних матеріалів. Межі міцності на зсув  $\tau_{xz} = \tau_{yz} = 22 \text{ МПа}$  є критичними для оцінки міжшарової адгезії при комбінованому навантаженні.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						64
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Таблиця 4.2 – Ортотропні пружні властивості PLA.

Властивість	Позначення	Приблизне значення	Опис
Модуль Юнга	$E_x$	3350 МПа	Пружність вздовж філаменту
	$E_y$	1750 МПа	Пружність поперек філаменту (в шарі)
	$E_z$	1500 МПа	Пружність між шарами (найменша)
Модулі зсуву	$G_{xy}$	1200 МПа	Зсув у площині шару
	$G_{xz}$	500 МПа	Зсув між шарами
	$G_{yz}$	500 МПа	Зсув між шарами
Коефіцієнти Пуассона	$\nu_{xy}$	0,33	-
	$\nu_{xz}$	0,27	-
	$\nu_{yz}$	0,27	-

Таблиця 4.3 – Ортотропні межі міцності PLA.

Властивість	Позначення	Приблизне значення	Опис
Межа міцності на розтяг	$\sigma_{x_t}$	55 МПа	Розрив вздовж філаменту
	$\sigma_{y_t}$	45 МПа	Розрив поперек філаменту (в шарі)
	$\sigma_{z_t}$	35 МПа	Розрив між шарами
Межа міцності на стиск	$\sigma_{x_c}$	70 МПа	Стиск вздовж філаменту
	$\sigma_{y_c}$	58 МПа	Стиск поперек філаменту (в шарі)
	$\sigma_{z_c}$	52 МПа	Стиск шарів
Межа міцності на зсув	$\tau_{xy}$	30 МПа	Зсув у площині шару
	$\tau_{xz}$	22 МПа	Зсув між шарами
	$\tau_{yz}$	22 МПа	Зсув між шарами

Для задання ортотропного матеріалу в ANSYS необхідно визначити локальну систему координат матеріалу, яка відповідає орієнтації друку відносно геометрії лопати. В ANSYS DesignModeler створено параметричну координатну систему Material\_Orientation на базі площини XYPlane з можливістю обертання навколо трьох глобальних осей через послідовні трансформації (рис. 4.2). Три кути обертання (RX, RY, RZ) визначено як параметри, що дозволяє автоматично перебудовувати орієнтацію матеріалу для різних варіантів укладання на платформі 3D-принтера.



розмаху. Ця орієнтація є найгіршою для міцності: аеродинамічна підйомна сила створює згинальний момент в кореновому перерізі, який намагається «відірвати» шари один від одного в напрямку слабкої міжшарової адгезії. При високих швидкостях обертю можлива деламінація в зоні кореня лопаті. Перевага цієї орієнтації – мінімальний час друку (найменша висота моделі) та відсутність підтримок, однак це досягається за рахунок суттєвого погіршення міцності.

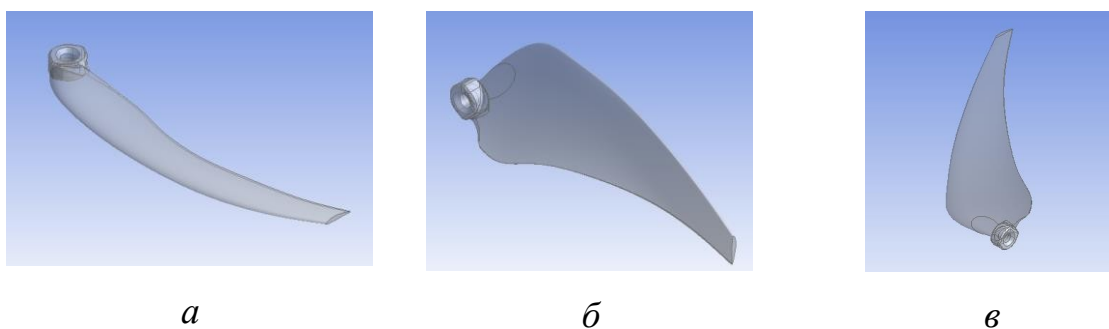


Рисунок 4.3 – Схема трьох досліджуваних орієнтацій друку та відповідних напрямків осей матеріалу: *a* – плоска (Flat XY), *б* – край (Edge YZ), *в* – вертикальна (Vertical XZ).

Параметри координатної системи експортуються з DesignModeler в Mechanical разом з геометрією. В ANSYS Mechanical створено Engineering Data з ортотропним матеріалом PLA та його властивостями з таблиць 4.2-4.3. При призначенні матеріалу тілу лопаті в налаштуваннях Material Assignment обрано локальну систему координат матеріалу Material\_Orientation. При зміні параметрів  $RX$ ,  $RY$ ,  $RZ$  в DesignXplorer автоматично перераховуються напрямки головних осей анізотропії відносно геометрії, що дозволяє швидко проаналізувати множину орієнтацій друку без ручного перевизначення систем координат.

#### 4.2.1. Верифікація моделі ортотропності

Для підтвердження коректності задання ортотропних властивостей PLA в ANSYS Mechanical проведено верифікаційний розрахунок консольної балки з

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						67
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

відомим аналітичним розв'язком. Верифікація є необхідною процедурою перед застосуванням складної ортотропної моделі до реальної геометрії пропелера, оскільки помилки в заданні матриці жорсткості або орієнтації осей матеріалу можуть призвести до некоректних результатів навіть при правильних значеннях модулів пружності.

Тестова модель представляє собою консольну балку прямокутного перерізу з геометричними параметрами: довжина  $L = 100 \text{ мм}$ , ширина  $b = 10 \text{ мм}$ , висота  $h = 4 \text{ мм}$  (20 шарів по 0,2 мм). Балка жорстко закріплена одним кінцем та навантажена зосередженою силою  $F = 10 \text{ Н}$  на вільному кінці перпендикулярно до осі балки (рис. 4.4). Для ізотропного матеріалу прогин вільного кінця консольної балки визначається класичною формулою опору матеріалів:

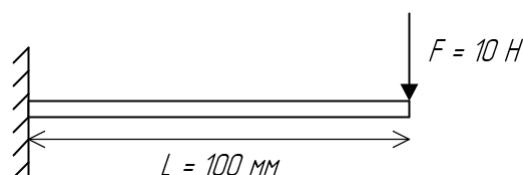


Рисунок 4.4 – Схема консольної балки для верифікаційного розрахунку.

Для ортотропного матеріалу виконано три незалежні розрахунки з різними орієнтаціями друку балки, що відповідають трьом варіантам укладання на платформі 3D-принтера: філамент вздовж балки (вісь X матеріалу вздовж довгої осі), філамент поперек балки (вісь Y), та вертикальний друк зі шарами горизонтально (вісь Z) (рис. 4.5).

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						68
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

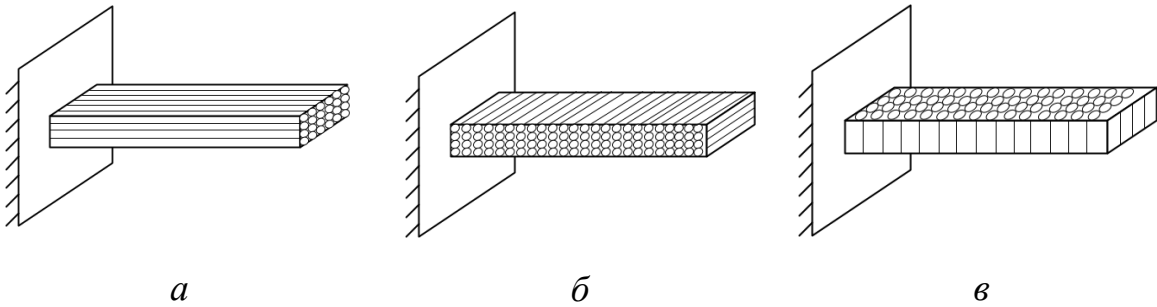


Рисунок 4.5 – Схема укладки філаменту в балці: *a* – вздовж балки (X), *б* – поперек балки (Y), *в* – вертикально (Z).

Для варіанту *a* (шари вздовж балки).

1) Визначення приведених модулів. Оскільки всі шари однакові (ортотропний матеріал):

$$\bar{E}_1 = \frac{E_1}{1 - \mu_{12} \cdot \mu_{21}}$$

Спочатку знаходимо  $\mu_{21}$ :

$$\mu_{21} = \mu_{21} \cdot \frac{E_2}{E_1} = 0,33 \cdot \frac{1750 \text{ МПа}}{3350 \text{ МПа}} = 0,172$$

Тоді:

$$\bar{E}_1 = \frac{3350 \text{ МПа}}{1 - 0,33 \cdot 0,172} = \frac{3350 \text{ МПа}}{0,943} = 3552 \text{ МПа}$$

$$\bar{E}_2 = \frac{1750 \text{ МПа}}{1 - 0,33 \cdot 0,172} = \frac{1750 \text{ МПа}}{0,943} = 1856 \text{ МПа}$$

2) Визначаємо коефіцієнти жорсткості. Для ортогонального армування (всі шари  $0^\circ$ ):

$$\delta_1 = 4 \text{ мм (всі шари вздовж осі X)}$$

$$\delta_2 = 0 \text{ мм}$$

$$\delta = 4 \text{ мм}$$

$$B_{11} = \delta_1 \cdot \bar{E}_1 + \delta_2 \cdot \bar{E}_2 = 4 \cdot 3552 + 0 = 14208 \text{ Н / мм}$$

					АК41мн11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						69
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

$$B_{22} = \delta_1 \cdot \bar{E}_2 + \delta_2 \cdot \bar{E}_1 = 4 \cdot 1856 + 0 = 7424 \text{ Н / мм}$$

$$B_{12} = \bar{E}_1 \cdot \mu_{21} (\delta_1 + \delta_2) = 3552 \cdot 0,172 \cdot 4 = 2444 \text{ Н / мм}$$

$$B_{33} = G_{12} (\delta_1 + \delta_2) = 1200 \cdot 4 = 4800 \text{ Н / мм}$$

3) Знаходимо пружні константи композита:

$$E_X = \frac{1}{\delta} \cdot \left( B_{11} - \frac{B_{12}^2}{B_{22}} \right) = \frac{1}{4} \cdot \left( 14208 - \frac{2444^2}{7424} \right) = \frac{1}{4} \cdot (14208 - 804,2) = 3351 \text{ МПа}$$

$$E_Y = \frac{1}{\delta} \cdot \left( B_{22} - \frac{B_{12}^2}{B_{11}} \right) = \frac{1}{4} \cdot \left( 7424 - \frac{2444^2}{14208} \right) = \frac{1}{4} \cdot (7424 - 402,4) = 1751 \text{ МПа}$$

$$G_{XY} = \frac{B_{33}}{\delta} = \frac{4800}{4} = 1200 \text{ МПа}$$

$$\mu_{XY} = \frac{B_{12}}{B_{22}} = \frac{2444}{7424} = 0,329$$

$$\mu_{YX} = \frac{B_{12}}{B_{11}} = \frac{2444}{14208} = 0,172$$

4) Розраховуємо момент інерції перерізу балки:

$$I = \frac{b \cdot h^3}{12} = \frac{10 \cdot 4^3}{12} = 53,33 \text{ мм}^4$$

5) Маємо максимальний згинальний момент:

$$M_{\max} = F \cdot L = 10 \cdot 100 = 1000 \text{ Н} \cdot \text{мм}$$

6) Напруження від згину (класична формула балки):

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{\max} \cdot 0,5 \cdot h}{I} = \frac{1000 \cdot 0,5 \cdot 4}{53,33} = 37,5 \text{ МПа}$$

Це напруження діє вздовж осі X, тобто вздовж шарів, отже використовуємо

$E_X \cdot$

					АК41мн11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		70

7) Визначаємо деформації. Максимальна відносна деформація:

$$\varepsilon_{X \max} = \frac{\sigma_{\max}}{E_X} = \frac{37,5}{3351} = 0,0112 = 1,12\%$$

Максимальний прогин (формула Ейлера-Бернуллі):

$$\delta_{\max} = \frac{F \cdot L^3}{3 \cdot E_X \cdot I} = \frac{10 \cdot 100^3}{3 \cdot 3351 \cdot 53,33} = 18,65 \text{ мм}$$

8) Визначаємо зсувні напруження

$$\tau_{\max} = \frac{3 \cdot F}{2 \cdot b \cdot h} = \frac{3 \cdot 10}{2 \cdot 10 \cdot 4} = 0,375 \text{ МПа}$$

9) Деформації в локальній системі координат для шару з  $\varphi = 0^\circ$  (вздовж балки):

Деформації:

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_X = 0,0112 \text{ (в зоні максимального моменту)}$$

$$\varepsilon_2 = \varepsilon_Y = -\mu_{XY} \cdot \varepsilon_X = -0,33 \cdot 0,0112 = -0,0037$$

$$\gamma_{12} = \gamma_{XY} = 0 \text{ (немає зсуву від чистого згину)}$$

Напруження в шарі:

$$\sigma_1 = \bar{E}_1 \cdot (\varepsilon_1 + \mu_{21} \cdot \varepsilon_2) = 3552 \cdot (0,0112 + 0,172 \cdot (-0,0037)) = 37,5 \text{ МПа}$$

$$\sigma_2 = \bar{E}_2 \cdot (\varepsilon_2 + \mu_{12} \cdot \varepsilon_1) = 1856 \cdot (-0,0037 + 0,33 \cdot 0,0112) \approx 0 \text{ МПа (немає поперечного навантаження)}$$

$$\tau_{12} = G_{12} \cdot \gamma_{12} = 0 \text{ (в зоні чистого згину)}$$

В опорі (зсувні напруження максимальні):

$$\tau_{12 \max} = 0,375 \text{ МПа}$$

					АК41мн11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		71

10) Перевіряємо міцність. Напруження розтягу (верхній шар):

$$\sigma_1 = 37,5 \text{ МПа} < \sigma_{x_T} = 55 \text{ МПа}, \text{ запас } \frac{55}{37,5} = 1,47$$

Напруження стиску (нижній шар):

$$|\sigma_1| = 37,5 \text{ МПа} < \sigma_{x_C} = 70 \text{ МПа}, \text{ запас } \frac{70}{37,5} = 1,87$$

Зсувні напруження:

$$\tau_{12} = 0,375 \text{ МПа} < \tau_{XY} = 30 \text{ МПа}, \text{ запас } \frac{30}{0,375} = 80$$

Отже дана орієнтація оптимальна для друку.

Для варіанту б (шари плоско, на ребро). Шари розташовані горизонтально (паралельно нейтральній осі балки). Згинальні напруження діють між шарами, тому використовуємо  $E_z = 1500 \text{ МПа}$ .

1-3) Приведені модулі (аналогічно), але тепер для згину працює не  $E_x$ , а  $E_z = 1500 \text{ МПа}$ .

4) Визначаємо прогин:

$$\delta_{\max} = \frac{F \cdot L^3}{3 \cdot E_z \cdot I} = \frac{10 \cdot 100^3}{3 \cdot 1500 \cdot 53,33} = 41,67 \text{ мм}$$

5) Визначаємо напруження. Максимальне напруження діє між шарами:

$$\sigma_2 = 37,5 \text{ МПа} \text{ (формально те саме значення)}$$

6) Перевірка міцності (верхній шар)

$$\sigma_2 = 37,5 \text{ МПа} < \sigma_{z_T} = 35 \text{ МПа}, \text{ запас } \frac{35}{37,5} = 0,93$$

Отже дана орієнтація неприйнятна для друку.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						72
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Для варіанту *v* (шари вертикально, на ребро). Шари розташовані вертикально (перпендикулярно до нейтральної осі). Згинальні напруження діють між шарами по висоті, тому використовуємо  $E_y = 1750 \text{ МПа}$ .

Модулі Юнга для балки:

$$E_x = E_2 = 1750 \text{ МПа}$$

$$E_y = E_1 = 3350 \text{ МПа}$$

$$E_z = E_3 = 1500 \text{ МПа}$$

1) Розраховуємо приведені модулі (аналогічно), але тепер для згину працює не  $E_x$ , а  $E_y$ :

$$\mu_{12} = 0,33 \quad (\text{в локальній СК матеріалу})$$

$$\mu_{21} = \mu_{12} \cdot \frac{E_2}{E_1} = 0,33 \cdot \frac{1750}{3350} = 0,172$$

Для балки (переводимо в глобальну СК):

$$\mu_{xy} = \mu_{21} = 0,172$$

$$\mu_{yx} = \mu_{12} = 0,33$$

$$\bar{E}_x = \frac{E_x}{1 - \mu_{xy} \cdot \mu_{yx}} = \frac{1750}{1 - 0,172 \cdot 0,33} = \frac{1750}{0,943} = 1856 \text{ МПа}$$

$$\bar{E}_y = \frac{E_y}{1 - \mu_{xy} \cdot \mu_{yx}} = \frac{3350}{1 - 0,33 \cdot 0,172} = \frac{3350}{0,943} = 3552 \text{ МПа}$$

2) Визначаємо коефіцієнти жорсткості:

$$\delta = 4 \text{ мм (вся товщина)}$$

$$B_{11} = \delta \cdot \bar{E}_x = 4 \cdot 1856 = 7424 \text{ Н / мм}$$

$$B_{22} = \delta \cdot \bar{E}_y = 4 \cdot 3552 = 14208 \text{ Н / мм}$$

$$B_{12} = \bar{E}_x \cdot \mu_{yx} \cdot \delta = 1856 \cdot 0,33 \cdot 4 = 2450 \text{ Н / мм}$$

$$B_{33} = G_{xy} \cdot \delta = 1200 \cdot 4 = 4800 \text{ Н / мм}$$

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		73

3) Знаходимо ефективні модулі композита:

$$E_X = \frac{1}{\delta} \cdot \left( B_{11} - \frac{B_{12}^2}{B_{22}} \right) = \frac{1}{4} \cdot \left( 7424 - \frac{2450^2}{14208} \right) = \frac{1}{4} \cdot (7424 - 422,5) = 1750 \text{ МПа}$$

4) Розраховуємо прогин:

$$\delta_{\max} = \frac{F \cdot L^3}{3 \cdot E_Y \cdot I} = \frac{10 \cdot 100^3}{3 \cdot 1750 \cdot 53,33} = 35,72 \text{ мм}$$

Отже, маємо збільшення прогину в  $\frac{35,72}{18,65} = 1,91$  рази.

5) Перевірка міцності (верхній шар)

$$\sigma_3 = 37,5 \text{ МПа} < \sigma_{Yr} = 45 \text{ МПа}, \text{ запас } \frac{45}{37,5} = 1,20$$

Отже дана орієнтація прийнятна, але менш оптимальна для друку.

Для кожної орієнтації проведено аналітичний розрахунок з використанням відповідного модуля Юнга та числове моделювання в ANSYS Mechanical з ортотропним матеріалом та заданою координатною системою Material\_Orientation. Результати порівняння наведені в таблиці 4.4.

Таблиця 4.4 – Результати верифікаційних розрахунків консольної балки.

		Орієнтація друку (напрямку укладки філаменту)		
		Вісь X (вздовж балки)	Вісь Y (поперек балки)	Вісь Z (вертикально)
Максимальне напруження, МПа	Аналітично	37,50	37,50	37,50
	Мат. модель	37,94	37,37	37,30
	Відхилення, %	-1,17%	0,35%	0,53%
Максимальна деформація, мм	Аналітично	18,65	41,67	35,72
	Мат. модель	18,63	41,66	35,58
	Відхилення, %	0,11%	0,02%	0,34%
Коефіцієнт запасу міцності	Аналітично	1,47	0,93	1,20
	Мат. модель	1,45	0,94	1,17
	Відхилення, %	1,36%	-1,08%	2,50%



впливом граничних умов закріплення, які в ANSYS задаються на скінченній кількості вузлів, а не на математично ідеальній лінії.

Успішна верифікація на простій геометрії консольної балки підтверджує що:

- Матриця пружної піддатливості ортотропного матеріалу задана коректно;
- Прив'язка локальної системи координат Material\_Orientation працює правильно;
- Обертання координатної системи через параметри RX, RY, RZ відбувається згідно з очікуваннями;
- Числова точність методу скінченних елементів достатня для інженерних застосувань.

На основі цих результатів можна переходити до структурного аналізу реальної геометрії лопаті пропелера з урахуванням ортотропних властивостей PLA.

#### 4.3. Задання граничних умов та навантажень

Для структурного аналізу лопаті пропелера необхідно коректно задати граничні умови закріплення та всі суттєві навантаження, що діють під час роботи. Оскільки прямий імпорт розподіленого тиску з CFD аналізу (FSI - Fluid-Structure Interaction) є технічно складним та потребує значних обчислювальних ресурсів, застосовано спрощений підхід з заданням еквівалентних інтегральних навантажень на основі результатів аеродинамічного розрахунку.

Кореневий переріз лопаті, який з'єднується з хабом пропелера, моделюється як абсолютно жорстке закріплення через граничну умову Fixed Support (рис. 4.6, а).

Найбільш значущим навантаженням для обертової лопаті є відцентрова сила, яка виникає через інерцію матеріалу при обертанні навколо осі пропелера. В ANSYS Mechanical відцентрове навантаження задається через комбінацію Standard Earth Gravity (для активації інерційних ефектів) та Rotational Velocity (рис. 4.6, б).

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						76
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

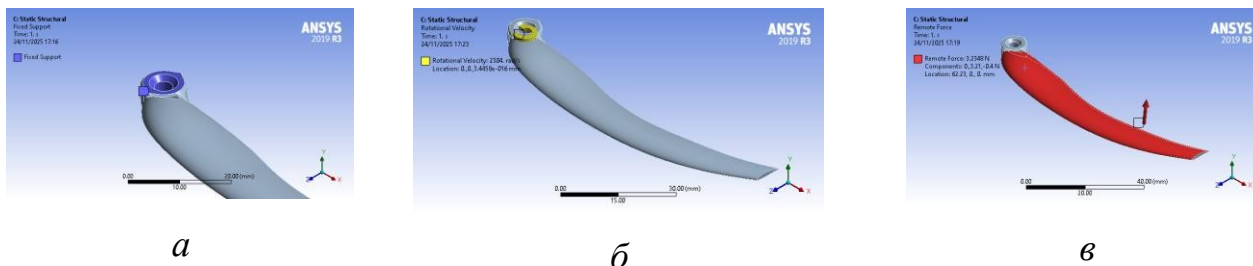


Рисунок 4.6 – Граничні умови: *а* – закріплення, *б* – відцентрового навантаження, *в* – аеродинамічного навантаження.

Оптимальна конфігурація (конструкція-III) була отримана для режиму роботи зі швидкістю обертів 18200 об/хв, що відповідає приблизно 60-70% максимальної тяги мотора та є найефективнішим режимом для зависання. При цьому режимі тяга повного пропелера становить 5,24 Н (1,75 Н на одну лопать), крутний момент 0,0287 Н·м (0,00957 Н·м на одну лопать). Однак максимальний режим роботи мотора досягається при 100% положенні газу, де швидкість обертання зростає до 22000 об/хв. Зі поверхні відгуку, отриманої у п.3, визначаємо максимальну тягу однієї лопаті 2,57 Н та максимальний крутний момент 0,02 Н·м.

Для спрощеного моделювання тяги інтегральний розподілений тиск замінюється еквівалентною зосередженою силою, прикладеною в центрі тиску. Згідно з теорією елемента лопаті (ВЕТ), для типових розподілів хорди та кута установки центр тиску знаходиться приблизно на радіусі  $r_{C_p} \approx 0,7R = 62,2 \text{ мм}$ .

Крутний момент створюється аеродинамічним опором (drag) профілю, який діє по дотичній до кола обертання. Еквівалентна тангенціальна сила визначається як:

$$F_{onip} = \frac{M_{onip}}{r_{C_p}} = \frac{0,02}{0,06223} = 0,32125 \text{ Н}$$

Ця сила значно менша за підйомну силу (відношення  $L / D \approx 8$ ), однак створює додатковий згинальний момент в площині обертання.

В авіаційній практиці застосовується концепція граничних навантажень (limit loads) та розрахункових навантажень (ultimate loads). Limit loads

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						77
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

представляють максимальні експлуатаційні навантаження, які можуть виникнути при нормальній експлуатації. Ultimate loads визначаються як limit loads, помножені на коефіцієнт запасу, який згідно з авіаційними нормами (FAR 23, CS-23) становить мінімум 1,5 для пілотованих літаків. Для безпілотних літальних апаратів з 3D-друкованими деталями, де:

- матеріал недостатньо вивчений для довготривалої експлуатації;
- існують виробничі дефекти (мікропори, недостатня адгезія між шарами);
- властивості матеріалу варіюються від партії до партії філаменту;
- можливі ударні навантаження при контакті з перешкодами;

доцільно застосовувати коефіцієнт запасу 1,5-2,0. Для даного дослідження обрано консервативне значення запасу міцності 50%.

Розрахункові навантаження визначаються як максимальні експлуатаційні, помножені на коефіцієнт перевантаження 1,25, який враховує:

- Раптові маневри з максимальним прискоренням;
- Порив вітру при польоті;
- Резонансні коливання при певних режимах;
- Нестационарні ефекти при швидкому газі.

Однак відцентрове навантаження не множить на коефіцієнт перевантаження, оскільки воно є детермінованою функцією швидкості обертання і не може перевищити значення при максимальних оборотах мотора.

В ANSYS Mechanical аеродинамічне навантаження задається через Remote Force, прикладену до точки в центрі тиску з компонентами (рис. 4.6, в). Remote Force в ANSYS автоматично розподіляє зосереджене навантаження на поверхню лопаті через жорстке тіло (rigid connection), що є більш реалістичним ніж пряме прикладання точкової сили, яке створило б нефізичну концентрацію напружень.

Отже, структурний аналіз проводиться для наступних розрахункових навантажень (табл. 4.5):

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						78
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Таблиця 4.5 – Розрахункові навантаження для структурного аналізу.

№	Навантаження	Максимальне експлуатаційне (limit loads)	Розрахункове (ultimate loads)
1	Швидкість обертання, об/хв	22000	22000
2	Кутова швидкість, рад/с	2304	2304
3	Підйомна сила (1 лопать), Н	2,57	3,21
4	Сила опору (1 лопать), Н	0,32	0,40

#### 4.4. Параметризація кута орієнтації друку

Для систематичного дослідження впливу орієнтації 3D-друку на міцність лопаті пропелера необхідно параметризувати кутові положення координатної системи матеріалу відносно геометрії деталі. В DesignModeler створено локальну площину Material\_Orientation з трьома незалежними кутами обертання навколо глобальних осей X, Y, Z (рис. 4.7). Ці три кути однозначно визначають орієнтацію головних осей ортотропного матеріалу (напрямки філаменту та шарів) відносно геометрії лопаті.

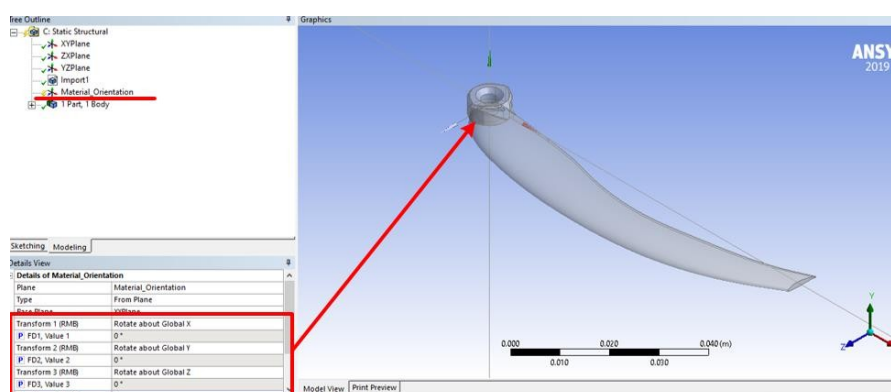


Рисунок 4.7 – Параметрична система координат Material\_Orientation в DesignModeler.

Для побудови поверхні відгуку залежності міцності від орієнтації друку застосовано метод Central Composite Design (CCD) з опцією Enhanced (рис. 4.8). Вибір CCD обумовлений кількома факторами:

По-перше, CCD дозволяє будувати поверхні відгуку другого порядку (квадратичні моделі), що важливо для детектування нелінійних залежностей та оптимумів всередині досліджуваної області. Залежність коефіцієнта запасу міцності від кутів орієнтації очікується нелінійною через складну взаємодію розтягуючих, згинальних та зсувних напружень при різних орієнтаціях матеріалу.

По-друге, CCD є значно більш ефективним за кількістю точок порівняно з повним факторним планом. Для трьох параметрів з п'ятьма рівнями кожен повний факторний план вимагає  $5^3 = 125$  розрахунків, тоді як CCD Enhanced генерує лише 29 точок, що зменшує обчислювальні витрати в 4 рази при збереженні якості апроксимації.

По-третє, опція Enhanced додає додаткові точки в центрі та на гранях куба для покращення точності прогнозування в критичних зонах.

Table of Outline A2: Design Points of Design of Experiments							
	A	B	C	D	E	F	G
1	Name	P11 - RX (degree)	P12 - RY (degree)	P13 - RZ (degree)	P8 - Total Deformation Maximum (mm)	P9 - Equivalent Stress Maximum (MPa)	P10 - Safety Factor Minimum
2	1 (DPB)	0	0	0	⚡	⚡	⚡
3	2	-90	0	0	⚡	⚡	⚡
4	3	-45	0	0	⚡	⚡	⚡
5	4	90	0	0	⚡	⚡	⚡
6	5	45	0	0	⚡	⚡	⚡
7	6	0	-90	0	⚡	⚡	⚡
8	7	0	-45	0	⚡	⚡	⚡
9	8	0	90	0	⚡	⚡	⚡
10	9	0	45	0	⚡	⚡	⚡
11	10	0	0	-90	⚡	⚡	⚡
12	11	0	0	-45	⚡	⚡	⚡
13	12	0	0	90	⚡	⚡	⚡
14	13	0	0	45	⚡	⚡	⚡
15	14	-90	-90	-90	⚡	⚡	⚡
16	15	-45	-45	-45	⚡	⚡	⚡
17	16	90	-90	-90	⚡	⚡	⚡
18	17	45	-45	-45	⚡	⚡	⚡
19	18	-90	90	-90	⚡	⚡	⚡
20	19	-45	45	-45	⚡	⚡	⚡
21	20	90	90	-90	⚡	⚡	⚡
22	21	45	45	-45	⚡	⚡	⚡
23	22	-90	-90	90	⚡	⚡	⚡
24	23	-45	-45	45	⚡	⚡	⚡
25	24	90	90	90	⚡	⚡	⚡
26	25	45	-45	45	⚡	⚡	⚡
27	26	-90	90	90	⚡	⚡	⚡
28	27	-45	45	45	⚡	⚡	⚡
29	28	90	90	90	⚡	⚡	⚡
30	29	45	45	45	⚡	⚡	⚡

Рисунок 4.8 – Фрагмент згенерованої DOE матриці.

Для кожної точки DOE виконується повний структурний розрахунок в ANSYS Mechanical з виходом наступних параметрів відгуку:

- Total Deformation Maximum (мм) – максимальне переміщення на кінчику лопаті.

- Equivalent Stress Maximum (МПа) – максимальне еквівалентне напруження за критерієм von Mises для ортотропних матеріалів.
- Safety Factor Minimum – мінімальний коефіцієнт запасу міцності в найбільш навантаженій зоні (критерій відмови).

#### 4.5. Результати структурного аналізу та оптимізація орієнтації друку

Після виконання 29 розрахунків згідно з DOE матрицею отримано масив даних про залежність міцності лопаті від орієнтації 3D-друку. Результати демонструють значний вплив орієнтації на коефіцієнт запасу міцності з діапазоном варіювання від 0,811 до 1,481, що відповідає зміні майже в 1,8 рази (табл. 4.6).

Для апроксимації залежності вихідних параметрів від трьох кутів орієнтації застосовано метод побудови поверхні відгуку (Response Surface) з використанням поліноміальної регресії другого порядку. Якість апроксимації оцінювалась через коефіцієнт детермінації  $R^2$  (табл. 4.7), який для всіх трьох відгуків перевищує 0,97, що підтверджує високу точність побудованих моделей. Надзвичайно висока точність для деформації ( $R^2 = 1,0$ ) пояснюється майже лінійною залежністю жорсткості від орієнтації модулів пружності, тоді як міцність має складнішу нелінійну залежність через взаємодію нормальних та зсувних напружень при різних орієнтаціях.

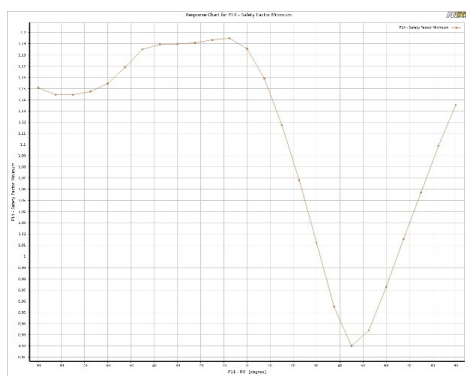
Таблиця 4.6 – Діапазон отриманих результатів структурного аналізу.

Параметр	Мінімум	Максимум	Максимальне прогнозоване відхилення
Коефіцієнт запасу міцності SF	0,811	1,481	0,2628
Максимальна деформація, мм	3,3	6,5	0,6
Максимальне напруження, МПа	26,24	43,13	5,83

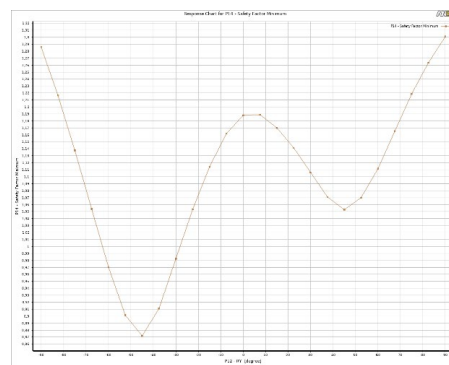
Таблиця 4.7 – Якість апроксимації поверхні відгуку.

Відгук	R2	RMSE	Максимальне прогнозоване відхилення
Коефіцієнт запасу міцності SF	0,9788	0,0252	0,2628
Максимальна деформація	1	~ 0	0,6 мм
Максимальне напруження	0,9896	5,84 МПа	5,83 МПа

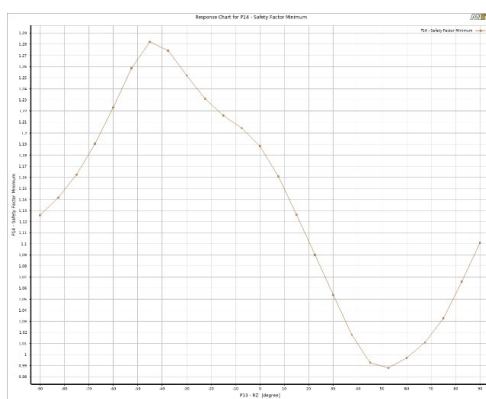
Одновимірні залежності коефіцієнта запасу міцності від кожного з трьох кутів представлені на рис. 4.9. Кут RX демонструє характерну параболічну залежність з мінімумом при  $\approx +45^\circ$  і максимумами біля  $-10^\circ$  (рис. 4.9, а). Фізично це означає, що проміжні орієнтації між горизонтальною ( $+10^\circ$ ) та вертикальною ( $+90^\circ$ ) є найгіршими, оскільки ні відцентрова сила, ні аеродинамічне навантаження не діють виключно в межах площини шару або перпендикулярно до неї.



а



б



в

Рисунок 4.9 – Залежність коефіцієнту запасу міцності (SF) від: а – кута RX, б – кута RY, в – кута RZ.

Кут RY показує V-подібну залежність з мінімумом при  $\approx -45^\circ$  і максимумом при  $+90^\circ$  (рис. 4.9, б). Неочікувано, повна edge орієнтація ( $+90^\circ$ ) виявилась ефективнішою (коєф. запасу міцності 1,30) ніж базова flat орієнтація ( $0^\circ$ , коєф. запасу міцності 1,15), що пояснюється переважанням відцентрової сили над аеродинамічною при максимальному режимі роботи.

Кут RZ має найскладнішу залежність з максимумом при  $\approx -45^\circ$  і мінімумом при  $\approx +60^\circ$  (рис. 4.9, в). Це пов'язано з геометрією профілю лопаті та розподілом товщини вздовж хорди. При різних значеннях RZ змінюється орієнтація тонких ділянок (кромки) відносно напрямку максимальних напружень, що впливає на локальні концентрації напружень.

Аналіз локальної чутливості (рис. 4.10) виявив, що для коефіцієнта запасу міцності найбільший вплив має кут RZ (62%), помірний вплив RX (40%), і мінімальний RY (практично 0% в околі центральної точки). Для максимальних напружень домінують RX (55%) та RY (46%), а для деформацій критичним є RZ (80%). Ці відмінності пояснюються різними механізмами відмови: міцність визначається зсувними напруженнями між шарами (чутлива до RZ), тоді як деформації залежать від ефективної жорсткості вздовж розмаху (залежить від всіх трьох кутів).

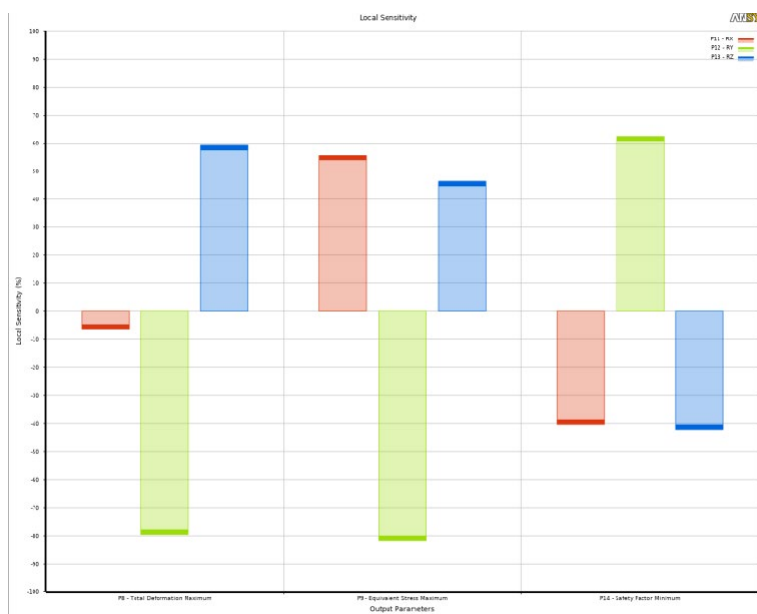


Рисунок 4.10 – Діаграма локальної чутливості для трьох вихідних параметрів.

Тривимірна візуалізація поверхні відгуку RX-RY при фіксованому  $RZ = 0^\circ$  (рис. 4.11, *a*) демонструє складну топологію з виразним глобальним мінімумом (синя впадина,  $SF \approx 0,85$ ) при  $RX \approx +50^\circ$ ,  $RY \approx -50^\circ$  та двома локальними максимумами (жовто-червоні вершини). Перший максимум при  $RX \approx -10^\circ$ ,  $RY \approx 0^\circ$  відповідає майже горизонтальній орієнтації ( $SF \approx 1,45$ ), другий при  $RX \approx +90^\circ$ ,  $RY \approx +90^\circ$  представляє комбіновану вертикально-edge орієнтацію ( $SF \approx 1,40$ ).

Перерізи RX-RZ (рис. 4.11, *б*) та RY-RZ (рис. 4.11, *в*) показують аналогічні складні залежності з множинними екстремумами. Важливо зазначити, що існує значна область параметрів (синя зона на всіх графіках) де  $SF < 1,0$ , що означає неприпустимість таких орієнтацій для експлуатації пропелера при максимальному режимі.

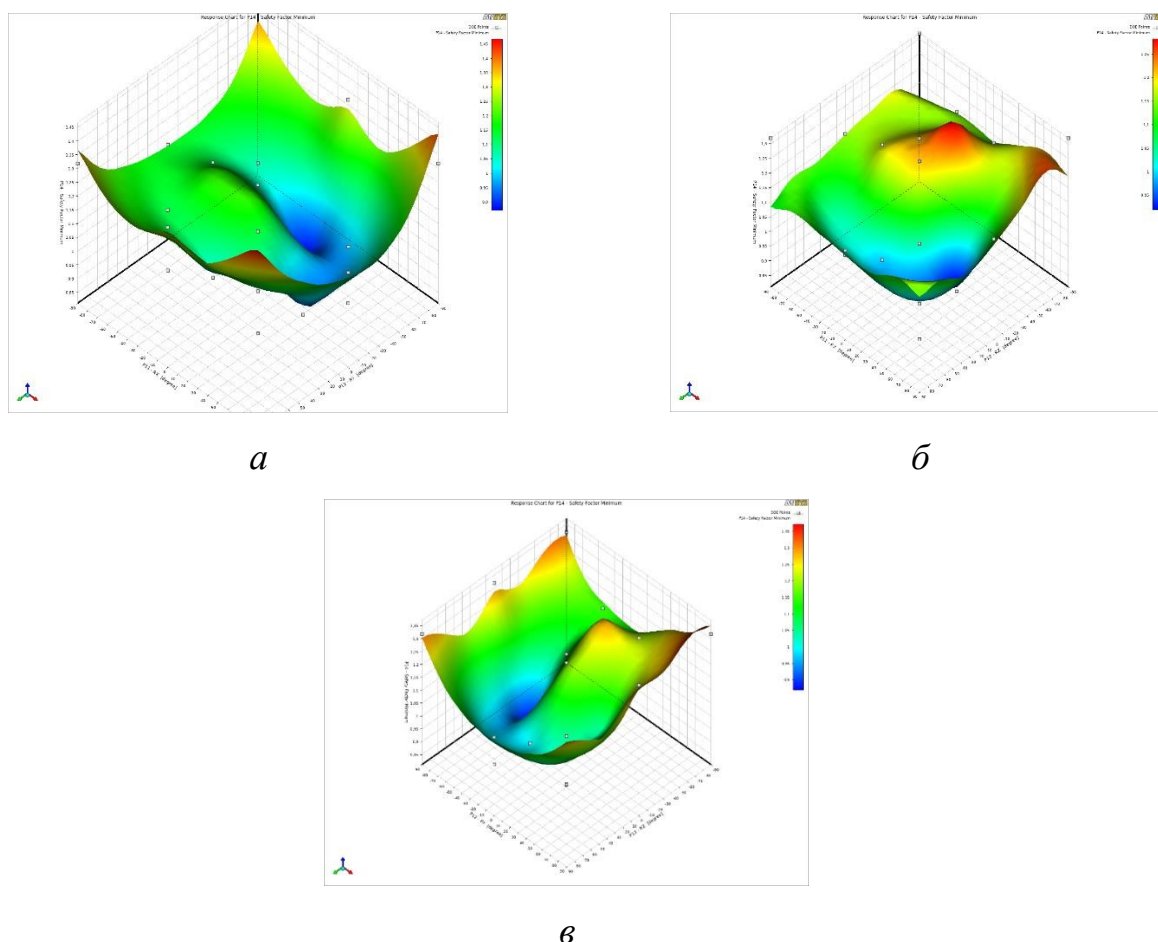


Рисунок 4.11 – 3D поверхня відгуку залежності коефіцієнту запасу міцності (SF) від: *a* – кутів RX-RY, *б* – кутів RX-RZ, *в* – кутів RY-RZ.

На основі побудованих поверхонь відгуку проведено числову оптимізацію методом Min-Max Search для визначення екстремальних орієнтацій (табл. 4.8). Цільова функція: максимальний коефіцієнт запасу міцності (maximize Safety Factor).

Таблиця 4.8 – Результати оптимізації орієнтації друку.

№	Параметр	Найгірша орієнтація	Базова (Flat)	Оптимальна орієнтація	Покращення
1	2	3	4	5	6
1	RX, град	42,9	0	90	-
2	RY, град	-42,9	0	90	-
3	RZ, град	42,9	0	-18,4	-
4	Коеф. запасу міцності (SF)	0,837	1,241	1,481	19,34%
5	Максимальна деформація, мм	4,606	3,345	5,352	-60,00%
6	Максимальне напруження, Мпа	42,29	28,21	27,69	1,84%
7	Тип орієнтації	Діагональна 45°	Горизонтальна	Вертикально з невеликим кутом	-

Найгірша орієнтація ( $SF = 0,837 < 1, 0$ ) відповідає діагональній укладці під кутом  $\approx 45^\circ$  по всіх осях, де відцентрова та аеродинамічна сили створюють максимальні міжшарові зсувні напруження. Ця орієнтація неприпустима – лопать гарантовано зруйнується при максимальних оборотах через деламінацію.

Оптимальна орієнтація ( $RX = +90^\circ$ ,  $RY = +90^\circ$ ,  $RZ = -18, 4^\circ$ ) виявилась неочікуваною комбінацією вертикального та edge друку з невеликим поворотом навколо довгої осі. Ця орієнтація забезпечує  $SF = 1, 481$  (+19, 3% порівняно з звичайною плоскою (flat) орієнтацією), що є значним покращенням міцності. При такій орієнтації відцентрова сила діє майже повністю в площині шарів вздовж міцного напрямку філаменту, а аеродинамічна сила створює переважно стискаючі напруження перпендикулярно до шарів, де PLA має вищу міцність (58 МПа) ніж на розтяг між шарами (35 МПа).

Недоліком оптимальної орієнтації є збільшення деформації до 5,352 мм (+60% порівняно з звичайною плоскою (flat) орієнтацією) через нижчий ефективний модуль Юнга в напрямку згину. Також ця орієнтація потребує підтримок при друці та збільшує висоту моделі, що подовжує час друку.

#### 4.5.1. Розподіл напружень та критичні зони лопаті

Візуалізація поля еквівалентних напружень за критерієм von Mises для оптимальної орієнтації друку демонструє характерний розподіл з виразною концентрацією в кореневій зоні лопаті (рис. 4.12, *a*). Максимальні напруження ~ 28,2 МПа (червоно-зелена зона) спостерігаються в циліндричній ділянці кріплення до хабу через комбіновану дію кількох факторів навантаження. В цій же зоні конструкція має мінімальний коефіцієнт запасу міцності.

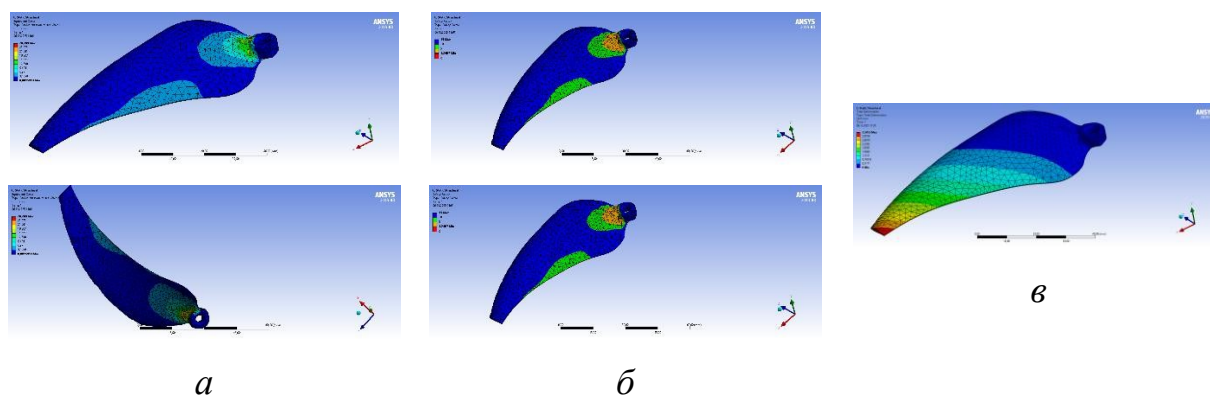


Рисунок 4.12 – Розподіл на поверхні пропелера: *a* – напружень, *б* – коефіцієнту запасу міцності, *в* – деформацій.

Градiєнт деформацій вздовж розмаху є практично лінійним з невеликим прискоренням в кінцевій третині, що узгоджується з теорією згину балок змінного перерізу. Важливо відзначити що деформація лопаті під навантаженням призводить до зміни ефективного кроку пропелера. При згині кінчик лопаті отримує додатковий кут атаки близько  $5^\circ$ , що може як покращити (якщо базовий кут був замалий), так і погіршити (якщо профіль вийде на зрив) локальну аеродинамічну ефективність. Для компенсації цього ефекту деякі виробники

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						86
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

пропелерів передбачають негативну попередню закрутку – штучне зменшення кроку на проектній стадії з розрахунком що під навантаженням профіль вийде на оптимальні кути.

На основі аналізу критичних зон рекомендується застосування локального 100% заповнення в радіусі 30 мм від центру (за межами можливо 40-60%) та округлення переходу хвостовик-профіль радіусом мінімум 2 мм для зниження концентрації напружень.

#### 4.6. Багатокритеріальна оптимізація орієнтації друку

Після побудови поверхонь відгуку проведено формальну багатокритеріальну оптимізацію орієнтації друку з урахуванням конфліктуючих вимог до міцності та геометричної точності. На відміну від простого пошуку максимуму коефіцієнта запасу, практична експлуатація БпЛА вимагає балансу між достатньою міцністю ( $\geq 1,25$ ), мінімальними деформаціями (для збереження аеродинамічної ефективності) та технологічністю виготовлення.

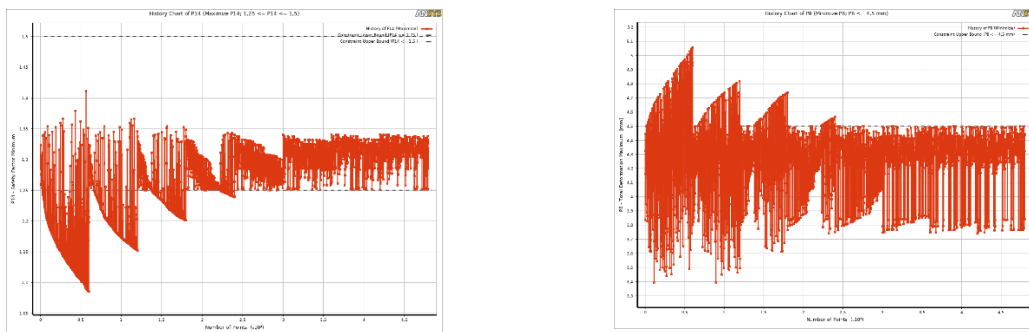
Багатокритеріальна оптимізація сформульована наступним чином (табл. 4.9):

- Максимізація коефіцієнту запасу міцності в межах 1,25-1,5;
- Мінімізація деформації, до 4,5 мм (5% від радіуса пропелера).

Таблиця 4.9 – Налаштування багатокритеріальної оптимізації.

№	Параметр	Значення	Пояснення
1	Метод оптимізації	MOGA	Multi-Objective Genetic Algorithm (багатокритеріальний генетичний алгоритм)
2	Кількість початкових зразків	3000	Кількість початкових точок (осіб) для покриття всього простору параметрів
3	Зразків на ітерацію	600	Кількість осіб в поколінні
4	Максимум ітерацій	20	Кількість поколінь
5	Максимум кандидатів	3	Фінальні оптимальні рішення
6	Tolerance Pareto	70%	Відсоток точок на фронті
7	Convergence Stability	2%	Критерій збіжності алгоритму

Вибір MOGA обумовлений здатністю алгоритму будувати фронт Парето – множину недомінованих рішень, де покращення одного критерію можливе лише за рахунок погіршення іншого. Алгоритм згенерував 6609 оцінок функціоналу та досяг збіжності після повного використання бюджету обчислень (рис. 4.13).



*a*

*б*

Рисунок 4.13 – Історія збіжності MOGA для коефіцієнту запасу міцності (*a*) та деформації (*б*).

Результатом оптимізації є фронт Парето, що містить feasible points (зелені квадрати на рис. 4.14), які задовольняють всі обмеження. Графік Tradeoff демонструє характерний компроміс: збільшення коефіцієнта запасу міцності досягається ціною зменшення кута укладки RZ. Найбільш щільна концентрація точок спостерігається в діапазоні кута RZ  $(-27^\circ) - (-49^\circ)$  та запасу міцності 1,25-1,35.

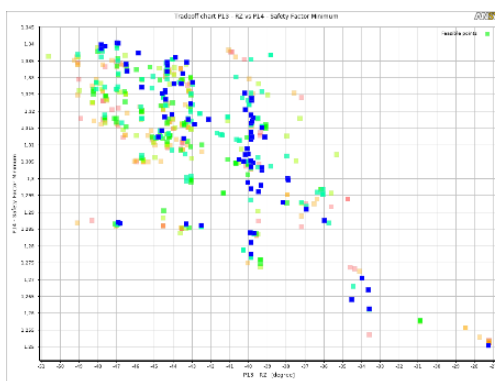


Рисунок 4.14 – Двовимірний графік компромісів залежності кута укладки від запасу міцності.

Тривимірна візуалізація компромісів між трьома параметрами (максимальна деформація, напруження, коефіцієнт запасу міцності) показує складну топологію фронту Парето (рис. 4.15). Точки розташовані на поверхні, що нагадує «хмару», де кожна точка представляє унікальну комбінацію орієнтації з різними балансами між критеріями.

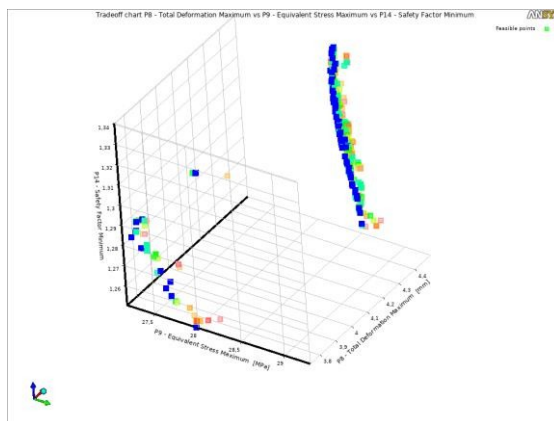


Рисунок 4.15 – Тривимірний Tradeoff chart для трьох критеріїв: максимальна деформація, напруження, коефіцієнт запасу міцності.

Діаграма чутливості (рис. 4.16) показує відносний вплив трьох кутів орієнтації на цільові функції. Для деформації домінуючим фактором є кут RY (90% впливу, зелений), що пояснюється тим що саме цей кут визначає орієнтацію осі мінімальної жорсткості (між шарами) відносно напрямку згинального навантаження. Для еквівалентних напружень найбільший вплив має RX (51%), а для коефіцієнта запасу критичним є RZ (91%).

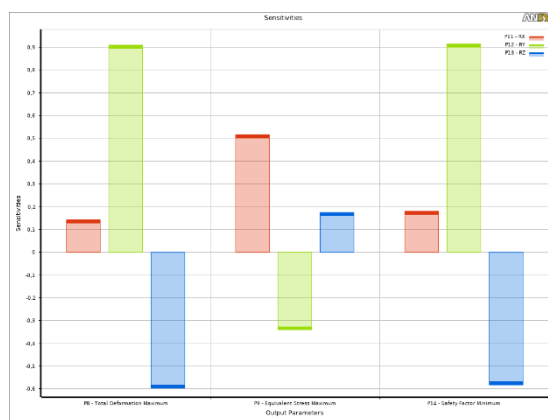


Рисунок 4.16 – Діаграма чутливості параметрів орієнтації.

Parallel coordinates chart (рис. 4.17) дозволяє візуалізувати всі можливі (feasible) точки одночасно. Кожна лінія представляє одне рішення, що проходить через шість осей (RX, RY, RZ, Deformation, Stress, Safety Factor). Конвергенція ліній біля певних значень вказує на оптимальні діапазони параметрів. Зокрема, спостерігається кластеризація значень  $RX \approx -2^\circ$ ,  $RY \approx +3^\circ$ ,  $RZ \approx -30^\circ$  до  $-40^\circ$ , що відповідає майже горизонтальній орієнтації з корекцією обертання навколо довгої осі.

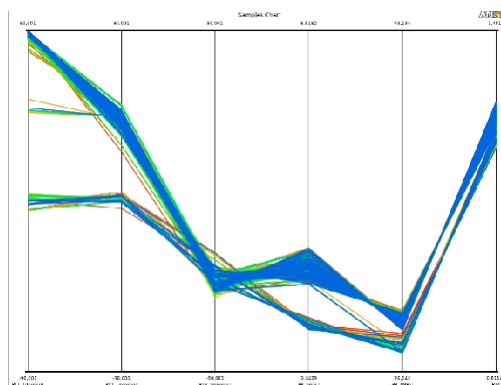


Рисунок 4.17 – Parallel coordinates для всіх можливих (feasible) точок.

Алгоритм MOGA автоматично відібрав три найперспективніші кандидатні точки з фронту Парето, які представляють різні стратегії компромісу (табл. 4.10). Для кожного кандидата проведено верифікаційний розрахунок з подрібненою сіткою (відмічено «verified») для підтвердження прогнозів Response Surface моделі.

Таблиця 4.10 – Кандидатні рішення оптимізації.

Table of Schematic H4: Optimization - Candidate Points										
	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
1	Reference	Name	P11 - RX (degree)	P12 - RY (degree)	P13 - RZ (degree)	P8 - Total Deformation Maximum (mm)	P9 - Equivalent Stress Maximum (MPa)	P14 - Safety Factor Minimum		
2						Parameter Value	Variation from Reference	Parameter Value	Variation from Reference	
3	●	Candidate Point 1				★ 3,7924	0,00%	27,238	→ 1,2838	0,00%
4	●	Candidate Point 1 (verified)	-1,2092	2,5277	-39,7	★ 3,6956	-2,55%	25,781	★ 1,3576	5,75%
5	●	Candidate Point 2				★ 3,7384	-1,42%	27,98	→ 1,2504	-2,60%
6	●	Candidate Point 2 (verified)	-1,8434	2,5787	-27,248	★ 3,4696	-8,51%	26,803	★ 1,3058	1,71%
7	●	Candidate Point 3				★ 4,2075	10,94%	29,058	★ 1,2971	1,03%
8	●	Candidate Point 3 (verified)	89,372	35,24	-39,841	✘ 5,2584	38,66%	29,35	✘ 1,1925	-7,11%
*		New Custom Candidate Point	0	0	0					

Точка-кандидат №1 є майже ідентичним до референсної точки за геометрією орієнтації ( $RX \approx -1^\circ$ ,  $RY \approx 2,5^\circ$ ,  $RZ \approx -40^\circ$ ). Після верифікації з дрібнішою сіткою коефіцієнт запасу міцності покращився до 1,358 (+5,8% порівняно з прогнозом).

Деформація знизилась до 3,696 мм, що на 2,6% краще за початковий прогноз. Це рішення забезпечує найкращий баланс між міцністю та точністю при практично плоскій (flat) орієнтації.

Точка-кандидат №2 є оптимальним рішенням для практичного застосування. Орієнтація  $RX \approx -2^\circ$ ,  $RY \approx 2,5^\circ$ ,  $RZ \approx -27^\circ$  забезпечує мінімальну деформацію 3,470 мм (-8,5% порівняно з прогнозом) при прийнятному коефіцієнті запасу міцності 1,306. Ця орієнтація відповідає горизонтальному друку зі зміщенням кута  $RZ$  до  $-27^\circ$  замість  $-40^\circ$ , що зменшує вплив анізотропії на згинальну жорсткість. Також перевагою цього рішення є мінімальні підтримки при друці.

Точка-кандидат №3 представляє екстремальну орієнтацію з  $RX \approx 89^\circ$  (вертикальний друк) та  $RY \approx 35^\circ$  (нахил в бік кромки). Після верифікації виявилось, що це рішення неприйнятне, адже деформація 5,258 мм перевищує обмеження 4,5 мм на 16,8%, а коефіцієнт запасу міцності 1,193 падає нижче мінімального 1,25. Відхилення від прогнозу Response Surface на -7,1% для SF вказує на локальну похибку апроксимації в екстремальних зонах простору параметрів. Ця орієнтація потребує багато підтримок, що збільшує час друку.

Для подальшого прототипування та експериментального тестування обрано точку-кандидат №2 з точки зору мінімальної деформації (3,5 мм), достатнього запасу міцності 30,6% та технологічності (мінімальна кількість підтримок та добра адгезія перших шарів до столу).

#### 4.7. Висновки до розділу

У даному розділі виконано комплексний структурний аналіз 3D-друкованої лопаті пропелера з урахуванням анізотропії механічних властивостей FDM технології та проведено багатокритеріальну оптимізацію орієнтації друку.

Розроблено скінченно-елементну модель лопаті пропелера в ANSYS Mechanical, до якої застосовано ортотропну модель матеріалу для PLA з експериментально визначеними модулями пружності (з літературних джерел).

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						91
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Верифікація моделі на задачі консольної балки продемонструвала відхилення розрахункових деформацій від аналітичного рішення менше 2,5%, що підтверджує адекватність чисельної моделі.

Визначено експлуатаційні навантаження на основі аеродинамічного розрахунку для режиму 22000 об/хв, застосовано коефіцієнт перевантаження 1,25.

Розроблено параметричну модель орієнтації друку з трьома кутами Ейлера (RX, RY, RZ) в діапазоні  $\pm 90^\circ$ . Побудовано поверхні відгуку для коефіцієнта запасу міцності, еквівалентних напружень та деформацій. Виявлено критичний вплив орієнтації друку на міцність конструкції: коефіцієнт запасу міцності варіює від 0,837 до 1,481 (зміна в 1,77 рази) залежно від кутів розташування. Аналіз чутливості показав, що кут RZ має найбільший вплив на міцність (91% загального ефекту).

Виконано багатокритеріальну оптимізацію методом MOGA з цільовими функціями максимізації коефіцієнта запасу міцності та мінімізації деформацій. За результатами аналізу обрано оптимальну орієнтацію  $RX = -2^\circ$ ,  $RY = 2,5^\circ$ ,  $RZ = -27^\circ$ , що забезпечує запас міцності 30,6% при мінімальних деформаціях 3,47 мм. Порівняно з базовою орієнтацією досягнуто зниження максимальних напружень на 7,6% при зменшенні деформацій на 8,5%.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						92
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

## 5. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА ВЕРИФІКАЦІЯ РЕЗУЛЬТАТІВ МОДЕЛЮВАННЯ

### 5.1. Мета та завдання експериментальних досліджень

Основною метою експериментальної частини роботи є верифікація результатів чисельного моделювання впливу орієнтації друку на механічні властивості пропелерів, виготовлених методом FDM. Чисельне моделювання в програмному комплексі ANSYS показало, що оптимальна орієнтація укладання шарів може підвищити коефіцієнт запасу міцності на 20-60% для складних форм.

Завданнями експериментального дослідження є:

- підтвердження гіпотези про вплив орієнтації друку на механічні характеристики пропелера;
- валідація чисельної моделі шляхом порівняння розрахункових та експериментальних значень;
- визначення критичних режимів роботи для пропелерів з різними орієнтаціями друку;
- оцінка практичної застосовності отриманих результатів оптимізації в реальних умовах експлуатації БпЛА.

### 5.2. Методика проведення експериментальних досліджень

#### 5.2.1. Матеріали та обладнання

Для проведення експериментальних досліджень було обрано тестовий зразок комерційного пропелера HQ-7035 як базовий референсний зразок. Цей вибір обумовлений тим, що дані пропелери є стандартним обладнанням для класу БпЛА, що розглядається, та мають задокументовані експлуатаційні характеристики.

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						93
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Експериментальні пропелери виготовлялись методом FDM з PLA пластику на 3D-принтері з наступними параметрами друку:

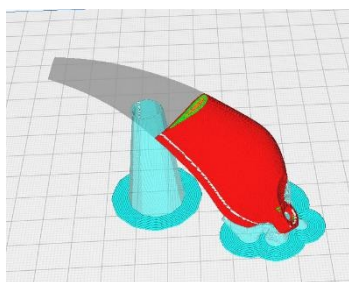
- висота шару 0,2 мм;
- заповнення 15% Gyroid (зовнішня частина), 100% корінь;
- товщина стінок 1,2 мм;
- температура екструзії 210°C ;
- температура столу 60°C .

Такі параметри забезпечують максимальну щільність матеріалу та мінімізують вплив пористості на механічні властивості.

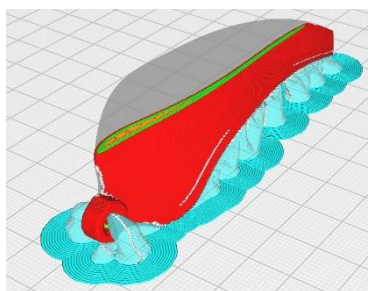
Було виготовлено три серії експериментальних пропелерів (рис. 5.1):

- серія А – пропелери з оптимальною орієнтацією друку (кути обертання  $(-2^\circ) - (2,6^\circ) - (-27,3^\circ)$  згідно з результатами оптимізації);
- серія Б – пропелери зі стандартною орієнтацією  $((0^\circ) - (0^\circ) - (0^\circ)$ , площина пропелера паралельна столу принтера);
- серія В – пропелери з навмисно неоптимальною орієнтацією  $((0^\circ) - (0^\circ) - (90^\circ)$ , пропелер стоїть вертикально, шари перпендикулярні до площини обертання).

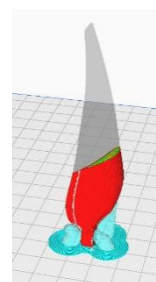
Кожна серія складалась з одного комплекту по чотири трилопатевих пропелери, що забезпечує статистичну достовірність результатів та можливість повторних вимірювань.



а



б



в

Рисунок 5.1 – Орієнтації друку: *a* – серія А, *б* – серія б, *в* – серія В

### 5.2.2. Статичні випробування на стенді

Статичні випробування виконувались на FPV дроні з чотирма безколекторними двигунами Emax ECO II 2807 1300KV (рис. 5.2). Дрон жорстко закріплювався на платформі для запобігання переміщень. Вимірювання тяги проводилось за допомогою показників телеметрії польотного контролера з частотою 50 Гц.

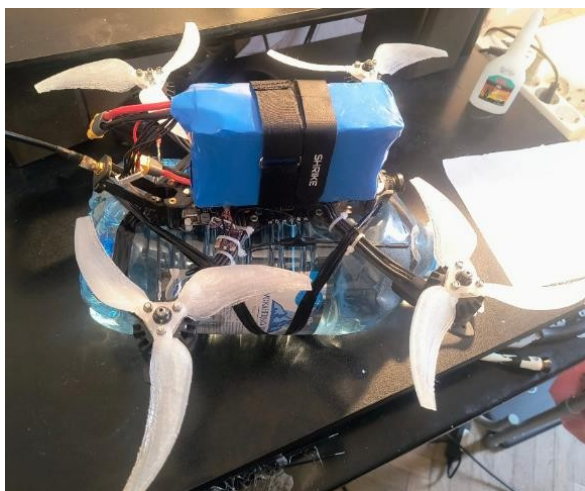


Рисунок 5.2 – Випробувальна платформа

Схема встановлення:

- Передні мотори: лопаті серії А (оптимальна орієнтація);
- Задні мотори: лопаті серії Б (стандартна паралельна столу (*flat*));

Додатково окремо випробувано серію В (неоптимальна) на тестовому двигуні.

Випробування виконувались поетапним збільшенням обертів двигунів:

- Початковий режим 8000 об/хв (hover);
- Номінальний режим 12500 об/хв;
- Максимальний режим 14500 об/хв;

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						95
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

### 5.3. Результати експериментальних випробувань

Зразки з серії А витримали максимальне навантаження, як і в комп'ютерному моделюванні. Розбіжність в серії Б пояснюється локальними дефектами друку (пори, недозаповнення) та динамічними ефектами вібрацій, які не враховувались в статичному FEA аналізі. Зразки з серії В, як і очікувалось, зруйнувались раніше зразків серії Б.

Механізм руйнування (деламінація між шарами в кореневій зоні) повністю підтверджує розрахункові дані про концентрацію максимальних зсувних напружень в циліндричній ділянці кріплення, що перевищує міжшарову міцність PLA на зсув для неоптимальних орієнтацій.



Рисунок 5.3 – Механізм руйнування лопаті серії Б: деламінація між шарами в зоні кріплення до хабу з повним відривом циліндричного хвостовика

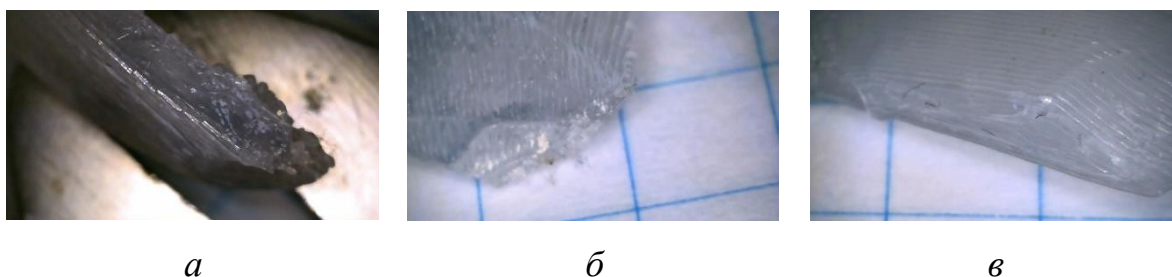


Рисунок 5.4 – Макрофотографія поверхні зламу: чітко видно індивідуальні екструзійні лінії та мікропори між шарами, що підтверджує міжшаровий характер руйнування

### 5.3.1. Порівняння з чисельним моделюванням

Таблиця 5.1 – Порівняння розрахункових та експериментальних характеристик

№	Параметр	Серія А (оптимальна)	Серія Б (flat)	Серія В (неоптимальна)
1	Розрахунковий коефіцієнт запасу міцності	1,481	1,241	0,837
2	Прогноз руйнування при режимі	без руйнування в максимальному режимі	можливе руйнування в максимальному режимі	100% руйнування в максимальному режимі
3	Фактичне руйнування	не зруйнувались при максимальній тязі (максимальний режим)	зруйнувались при ~70% тяги (номінальний режим)	зруйнувались при ~50% тяги
4	Режим руйнування	-	деламінація шарів в корні	деламінація шарів в корні

### 5.4. Висновки до розділу

У даному розділі виконано експериментальну верифікацію результатів структурного аналізу та оптимізації орієнтації 3D друку шляхом виготовлення фізичних прототипів лопатей пропелера та проведення статичних випробувань на руйнування. Статичні випробування виконувались на FPV дроні з чотирма безколекторними двигунами шляхом поступового збільшення тяги від режиму висіння до максимального експлуатаційного режиму.

Результати експериментальних випробувань підтверджують коректність розробленої методології оптимізації орієнтації 3D друку: лопаті серії А (оптимальна орієнтація) витримали максимальний режим роботи двигунів без ознак руйнування чи залишкових деформацій, що повністю узгоджується з розрахунковим коефіцієнтом запасу міцності 1,481. Лопаті серії Б (стандартна flat орієнтація) зазнали руйнування при приблизно 70% від максимальної тяги в

номінальному режимі через делямінацію між шарами в кореневій зоні кріплення до хабу. Серія В (неоптимальна орієнтація) зруйнувалась при ще нижчих навантаженнях – близько 50% від максимальної тяги, що підтверджує розрахунковий прогноз недостатнього запасу міцності (0,837).

Спостерігається розбіжність між розрахунковим коефіцієнтом запасу для серії Б та фактичним руйнуванням при 70% тяги, що можна пояснити кількома факторами. По-перше, розрахункова модель базувалась на статичному навантаженні, тоді як реальні умови експлуатації включають динамічні ефекти (вібрації, циклічні навантаження, нестационарні аеродинамічні явища), які знижують фактичну міцність. По-друге, ортотропна модель матеріалу використовувала усереднені властивості PLA з літератури, тоді як реальний друк містить локальні дефекти (пори між периметрами та заповненням, недозаповнення в окремих шарах, мікротріщини на межах шарів), які діють як концентратори напружень і можуть знизити міцність. По-третє, міжшарова адгезія PLA чутлива до параметрів друку (температура, швидкість охолодження, час між шарами), і невеликі відхилення від оптимальних умов можуть суттєво погіршити міцність на зсув.

Незважаючи на ці розбіжності, загальна тенденція повністю відповідає прогнозам FEA моделювання: оптимальна орієнтація демонструє найвищу міцність. Отримані результати підтверджують адекватність розробленої методології багатокритеріальної оптимізації орієнтації 3D друку на основі скінченно-елементного аналізу з ортотропною моделлю матеріалу та доводять можливість цілеспрямованого підвищення міцності FDM деталей без зміни конструктивних параметрів.

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						98
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

## 6. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЄКТУ

### 6.1. Опис ідеї проєкту

Головна ідея проєкту полягає у створенні комплексної методики проектування та виробництва спеціалізованих пропелерів для БПЛА з використанням технології FDM 3D-друку з урахуванням анізотропії матеріалу. Методика об'єднує сучасні інструменти аеродинамічного проектування (SolidWorks, ANSYS Fluent), структурного аналізу (ANSYS Mechanical) та адитивного виробництва для створення оптимізованих під конкретні задачі повітряних гвинтів.

Основні напрямки застосування та вигоди для користувачів представлені в таблиці 6.1.

Таблиця 6.1 – Опис ідеї стартап-проєкту.

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Проектування та виробництво спеціалізованих пропелерів для БПЛА методом FDM	Фотодрони (аерофотозйомка, відеозйомка)	Підвищення часу польоту; знижений рівень вібрацій для якісної зйомки; знижений рівень шуму
	Логістичні дрони	Оптимізація для крейсерського польоту з максимальною ефективністю; збільшення дальності польоту
	FPV-дрони (гонки, фрістайл)	Максимальна тяга та швидкість реакції; можливість точного налаштування характеристик під стиль пілотування
	Наукові дослідження та освіта	Доступне виробництво експериментальних конфігурацій для дослідження аеродинамічних ефектів

На ринку існують стандартні серійні пропелери від провідних виробників (Master Airscrew, HQProp, Gemfan, Dalprop), однак вони не враховують специфічні потреби окремих користувачів та не оптимізовані під конкретні сценарії використання. Традиційне виробництво спеціалізованих пропелерів вимагає створення дорогої оснастки для лиття або пресування, що економічно не вигідно для малих партій або прототипування.

Ключові конкурентні переваги проєкту:

- Можливість створення унікальних геометрій, недоступних при традиційному виробництві;
- Швидкий цикл проектування-виробництво-тестування;
- Низькі початкові витрати порівняно з традиційним виробництвом;
- Врахування анізотропії матеріалу при виборі оптимальної орієнтації друку;
- Науково обґрунтований підхід з використанням CFD та FEA аналізу.

Основні виклики та обмеження:

- Складність процесу проектування, що вимагає спеціалізованих знань;
- Обмеження матеріалів FDM-друку порівняно з традиційними композитами;
- Нижча повторюваність характеристик порівняно з промисловим виробництвом;
- Необхідність постобробки друкованих деталей.

## 6.2. Технологічний аудит проєкту

Для успішної реалізації проєкту необхідно провести аналіз технологічної здійсненності розробленої методики. Результати технологічного аудиту представлені в таблиці 6.2.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						100
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Таблиця 6.2 – Технологічна здійсненність ідеї проєкту.

№	Ідея проєкту	Технології для реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Параметричне 3D-моделювання пропелерів	SolidWorks	Наявні	Доступні (комерційна ліцензія або студентська версія)
2	CFD-аналіз аеродинамічних характеристик	ANSYS Fluent для моделювання обтікання повітряних гвинтів	Наявні	Доступні (комерційна ліцензія або студентська версія)
3	Структурний FEA-аналіз з урахуванням анізотропії	ANSYS Mechanical з підтримкою ортотропних матеріалів	Наявні	Доступні (комерційна ліцензія або студентська версія)
4	FDM/SLA/SLS 3D-принтер	Промислові або настільні 3D-принтери з можливістю друку інженерних пластиків (ABS, PETG, Nylon, композити з вуглецевими волокнами)	Наявні	Доступні (від настільних принтерів \$500-3000 до промислових \$10000+)
5	Експериментальне тестування	Стенд для вимірювання тяги та крутного моменту, тахометр, вимірювачі струму/напруги	Наявні	Доступні (можливість побудови власного стенду або використання готових рішень)

Технологічний аудит у таблиці 6.2 показує, що всі необхідні інструменти вже існують на ринку і не потребують створення з нуля. Це значно знижує технологічні ризики проєкту. Основна інновація полягає не в окремих технологіях, а в їх інтеграції у комплексну методологію. SolidWorks, ANSYS Fluent та Mechanical широко використовуються в інженерній практиці, що означає наявність кваліфікованих спеціалістів на ринку праці. Для студентів та дослідників доступні академічні версії програмного забезпечення за значно нижчою ціною, що знижує бар'єр входу на початковому етапі.

Обладнання для виробництва (FDM-принтери) широко представлене на ринку в різних цінових категоріях від настільних моделей для ентузіастів до промислових систем. Вибір обладнання залежить від масштабу виробництва та вимог до якості.

Основні технологічні виклики:

- Необхідність глибоких знань у декількох областях (аеродинаміка, механіка композитів, CAD/CAE, адитивне виробництво);
- Тривалий час обчислень для CFD та FEA аналізу (вимагає потужних обчислювальних ресурсів);
- Необхідність експериментальної верифікації результатів симуляцій;
- Складність автоматизації процесу для користувачів без технічної підготовки.

Для комерціалізації проекту необхідно розробити спрощений інтерфейс або веб-платформу, яка б автоматизувала більшу частину процесу і не вимагала від користувача глибоких технічних знань.

### 6.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Ринок безпілотних літальних апаратів демонструє стабільне зростання протягом останніх років. За даними аналітичних агентств, глобальний ринок комерційних дронів оцінюється у \$14-15 млрд у 2024 році з прогнозованим зростанням до \$40-50 млрд до 2030 року, що відповідає середньорічному темпу зростання (CAGR) близько 15-18%.

За результатами аналізу ринку можна зробити висновок, що ринок є привабливим для входження. Висока норма рентабельності, стабільне зростання попиту та відсутність жорстких бар'єрів входу створюють сприятливі умови. Водночас, наявність великих гравців на ринку стандартних пропелерів вимагає чіткого позиціонування у ніші спеціалізованих рішень.

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						102
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Таблиця 6.3 – Попередня характеристика потенційного ринку стартап-проєкту.

№	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців (виробники пропелерів)	5-10 великих виробників, більше 100 малих
2	Загальний обсяг ринку пропелерів для дронів	близько \$800 млн. глобально (за 2024 р.)
3	Обсяг ринку спеціалізованих рішень	\$40 млн. (5% загального ринку)
4	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Стабільне зростання 12-15% щорічно
5	Наявність обмежень для входу	Необхідність технічної експертизи, обладнання для виробництва та тестування, сертифікації для комерційного використання
6	Специфічні вимоги до стандартизації	Основні вимоги стосуються безпеки, специфічні стандарти відсутні для малих дронів (менше 25 кг)
7	Середня норма рентабельності в галузі	25-40% (залежить від сегменту)

Визначення потенційних груп клієнтів та їх характеристики представлено у таблиці 6.4.

Таблиця 6.4 описує потенційних клієнтів та їхні специфічні потреби. Професійні пілоти агродронів орієнтовані на ROI та довгострокову надійність, тому для них важливі документовані тести та економічне обґрунтування. FPV-пілоти, навпаки, є ентузіастами, готовими експериментувати з новими рішеннями, що робить їх ідеальною точкою входу на ринок. Виробники дронів працюють за B2B-моделлю з довгими циклами прийняття рішень, але можуть забезпечити стабільний дохід через довгострокові контракти.



Аналіз загроз у таблиці 6.5 допомагає передбачити можливі ризики та підготувати стратегії для зменшення їх впливу.

Таблиця 6.5 – Фактори загроз.

№	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Конкуренція з боку великих виробників	Великі виробники можуть впровадити власні сервіси «кастомізації» з нижчою ціною за рахунок масштабу	- Фокус на нішеві сегменти, де потрібна індивідуальний підхід до проблеми; - Побудова репутації експерта.
2	Удосконалення серійних пропелерів	Покращення характеристик масових пропелерів може знизити потребу в спеціалізованих рішеннях	- Розвиток унікальних можливостей (екзотичні геометрії, мультиматеріальний друк); - Акцент на швидкості прототипування.
3	Обмеження матеріалів	FDM-друковані пропелери можуть поступатися за міцністю промисловим	- Дослідження нових матеріалів; - Партнерство з виробниками філаментів; - Розвиток гібридних технологій.
4	Регуляторні зміни	Можливе впровадження сертифікації для компонентів дронів	- Проактивне відслідковування змін регуляцій; - Побудова процесів документування та тестування.
5	Економічний спад	Зниження інвестицій у дронні технології через економічну кризу	- Диверсифікація портфоліо продуктів; - Фокус на сегменти з стабільним попитом (агро, безпека).

Найсерйознішою загрозою є можливість великих виробників впровадити власні сервіси кастомізації, скориставшись економією на масштабі. Проте їхня бізнес-модель орієнтована на масове виробництво, тому адаптація до кастомних рішень вимагатиме значних організаційних змін. Регуляторні зміни можуть як створити додаткові бар'єри, так і підвищити довіру до науково обґрунтованих рішень, якщо компанія буде готова до сертифікації своїх продуктів.

Таблиця 6.6 з факторами можливостей показує позитивні тренди, які можна використати для прискорення росту.

Таблиця 6.6 – Фактори можливостей.

№	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Зростання ринку дронів	Глобальне зростання використання дронів у різних індустріях	- Масштабування бізнесу; - Вихід на міжнародні ринки; - Розширення команди.
2	Розвиток матеріалів для 3D-друку	Поява нових висококоміцних матеріалів (композити з вуглецевими/скляними волокнами, високотемпературні полімери)	- Інтеграція нових матеріалів у методологію; - Експериментальні розробки.
3	Зниження вартості обладнання	Здешевлення промислових FDM-принтерів та CAE-програмного забезпечення	- Зниження бар'єру входу для клієнтів; - Можливість пропонування ліцензування методології.
4	Зростання DIY-спільноти	Активний розвиток спільнот дронобудівників та FPV-пілотів	- Community-driven розвиток; - Open-source компоненти; - Створення освітнього контенту.
5	Партнерства з виробниками дронів	Можливість інтеграції як постачальник R&D-сервісів	- Побудова довгострокових B2B-партнерств; - Ліцензування технології.
6	Розширення застосувань дронів	Нові сфери застосування (міська логістика, інспекції інфраструктури, emergency response)	- Розробка спеціалізованих рішень для нових сегментів.

Зростання ринку дронів на 15-18% щорічно означає, що навіть при збереженні частки ринку компанія буде природньо рости разом з ринком. Розвиток нових матеріалів для 3D-друку відкриває перспективи створення пропелерів з характеристиками, близькими до промислових композитів. Активна DIY-спільнота може стати не лише джерелом клієнтів, але й джерелом ідей та безкоштовного маркетингу.

Ступеневий аналіз конкуренції в таблиці 6.7 розкриває динаміку конкурентних сил у різних площинах.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						106
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		



ціною, а й технологічною перевагою та якістю обслуговування, що більш стійко в довгостроковій перспективі.

Аналіз за моделлю П'яти сил Портера в таблиці 6.8 дає цілісне розуміння конкурентного середовища.

Таблиця 6.8 – Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером.

Складові аналізу	Прямі конкуренти	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти	Товари-замінники
Опис	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Кастомні виробники пропелерів;</li> <li>- Компанії з 3D-друку для дронів;</li> <li>- Окремі ентузіасти, що продають власні розробки.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Великі виробники пропелерів, що можуть додати кастомізацію;</li> <li>- Нові стартапи в сфері адитивного виробництва;</li> <li>- Компанії з традиційним виробництвом малих партій.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Виробники FDM-принтерів (Prusa, Bambu Lab, Creality);</li> <li>- Виробники філаментів (eSun, Elegoo, Monofilament);</li> <li>- Провайдери CAE-софту (ANSYS).</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Пілоти дронів (хобі та професійні), виробники дронів, дослідницькі центри, агрокомпанії</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Стандартні серійні пропелери (висока якість, низька ціна). Традиційне виробництво малих партій (лиття, пресування). Інші методи оптимізації (покупка декількох типів серійних пропелерів)</li> </ul>
Висновки	<ul style="list-style-type: none"> <li>Невелика кількість прямих конкурентів з аналогічною методологією. Більшість фокусується або на дизайні, або на виробництві, але не на повному циклі з CFD/FEA</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Бар'єр входу помірний: потрібні глибокі технічні знання та дороге ПЗ. Великі компанії можуть інвестувати у розвиток власних рішень</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Постачальники не диктують жорстких умов;</li> <li>- Широкий вибір обладнання та матеріалів;</li> <li>- Залежність від якості філаментів.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Клієнти мають значний вплив у B2B-сегменті;</li> <li>- У B2C важлива репутація та відгуки спільноти;</li> <li>- Готовність платити за індивідуальність варіює.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Серійні пропелери забезпечують базову функціональність за низькою ціною. Наша перевага - оптимізація під конкретні задачі та швидке прототипування</li> </ul>

Помірна інтенсивність прямої конкуренції створює сприятливі умови для входу, адже ринок ще не перенасичений. Постачальники не мають значної ринкової влади завдяки великій кількості виробників обладнання та матеріалів. Клієнти у B2B-сегменті мають більший вплив, що вимагає гнучкості та індивідуального підходу. Серійні пропелери як товари-замінники обмежують верхню межу ціни, але їхня негнучкість створює простір для преміум-позиціонування спеціалізованих рішень.

Таблиця 6.9 обґрунтовує ключові фактори конкурентоспроможності проєкту. Науковий підхід з використанням CFD та FEA не є унікальним сам по собі, але його застосування саме для малих пропелерів з урахуванням специфіки FDM-друку – це те, чого конкуренти не роблять.

Таблиця 6.9 – Обґрунтування факторів конкурентоспроможності.

№	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування
1	Науково обґрунтована методологія	Використання сучасних інструментів CFD та FEA аналізу забезпечує передбачуваність результатів, на відміну від емпіричних підходів конкурентів
2	Врахування анізотропії FDM-друку	Унікальний підхід до оптимізації орієнтації друку на основі структурного аналізу збільшує міцність на 15-25% порівняно з традиційним 3D-друком
3	Швидкість циклу проектування-виробництво	2-7 днів від ідеї до готового прототипу проти 4-8 тижнів для традиційного виробництва малих партій
4	Можливість створення складної геометрії	FDM-друк дозволяє виробляти геометрії, неможливі при традиційних методах (змінний профіль, внутрішні структури)
5	Гнучкість та індивідуальний підхід	Можливість точного налаштування характеристик під вимоги клієнта без додаткових витрат на оснастку
6	Відносно низька вартість прототипування	Відсутність витрат на створення оснастки робить економічно вигідним навіть одиничне виробництво

SWOT-аналіз у таблиці 6.10 систематизує всі виявлені фактори та дозволяє побачити цілісну картину. Сильні сторони чітко корелюють з виявленими раніше конкурентними перевагами. Слабкі сторони, такі як складність процесу та обмеження матеріалів, не є критичними, якщо правильно позиціонувати продукт як рішення для прототипування та спеціалізованих застосувань, а не як заміну всім серійним пропелерам.

Таблиця 6.10 - SWOT-аналіз стартап-проєкту.

Сильні сторони (S)	Слабкі сторони (W)
<ul style="list-style-type: none"> <li>- Науково обґрунтована методологія з використанням CFD/FEA;</li> <li>- Врахування анізотропії матеріалу для максимальної міцності;</li> <li>- Швидкий цикл проектування-виробництво;</li> <li>- Можливість створення унікальної геометрії;</li> </ul> <p>Низькі витрати на прототипування;</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- Гнучкість та індивідуальний підхід.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Складність процесу, що вимагає спеціалізованих знань;</li> <li>- Обмеження матеріалів порівняно з промисловими композитами;</li> <li>- Нижча повторюваність характеристик;</li> <li>- Необхідність постобробки продукту;</li> <li>- Довший час виробництва порівняно з серійними пропелерами;</li> <li>- Обмеження розміру виробничого майданчика 3D-принтера.</li> </ul>
Можливості (O)	Загрози (T)
<ul style="list-style-type: none"> <li>- Зростання ринку дронів;</li> <li>- Розвиток нових матеріалів для 3D-друку;</li> <li>- Зниження вартості обладнання та програмного забезпечення;</li> <li>- Можливість партнерства з виробниками дронів.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Покращення характеристик серійних пропелерів;</li> <li>- Можливі регуляторні обмеження;</li> <li>- Обмеження технології FDM-друку;</li> <li>- Економічний спад може знизити попит;</li> <li>- "Патентні війни" у сфері адитивного виробництва.</li> </ul>

Таблиця 6.11 з альтернативами ринкового впровадження показує різні шляхи комерціалізації проєкту. B2C-модель дозволяє швидко отримати зворотний відгук від ринку та побудувати бренд, але вимагає інвестицій у маркетинг та обробку великої кількості дрібних замовлень. B2B-модель забезпечує вищі чеки та передбачуваний потік інвестицій, але має довші цикли продажів. Hybrid-модель поєднує переваги обох підходів, диверсифікуючи ризики, хоча й вимагає більше ресурсів для управління різними каналами збуту. Саме тому hybrid-модель обрана як оптимальна стратегія на довгострокову перспективу.



Таблиця 6.12 – Вибір цільових груп потенційних споживачів.

№	Опис профілю цільової групи	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в сегменті	Інтенсивність конкуренції	Простота входу
1	2	3	4	5	6
1	Професійні пілоти агродронів (орієнтовані на економічну ефективність та надійність)	Середня (консервативність галузі, але готовність до інновацій при доведеній ефективності)	Середній (зростаючий сегмент, але обережний підхід до нових рішень)	Низька (мало спеціалізованих рішень для агро)	Середня (потрібна демонстрація економічної вигоди)
2	Оператори фотодронів (важлива стабільність та низький шум)	Середня (готові платити за якість, але очікують гарантій)	Низький-середній (нішевий сегмент, але з високою платоспроможністю)	Помірна (є спеціалізовані пропелери для зйомки)	Середня (важлива репутація)
3	Виробники дронів (R&D відділи, потребують швидкого прототипування)	Висока (постійна потреба в тестуванні нових концепцій)	Середній (обмежена кількість компаній, але висока платоспроможність)	Низька (специфічні вимоги, мало конкурентів)	Середня (потрібні реальні приклади застосування)
4	FPV-пілоти (активна спільнота, готові до експериментів)	Висока (постійний пошук способів покращення характеристик)	Високий (активна спільнота 500.000+ пілотів глобально)	Помірна (є виробники, але мало хто використовує CFD/FEA)	Легка (пряма комунікація через форуми та Discord)
5	Університети та дослідницькі центри (потребують документованої методології)	Висока (завжди відкриті до нових інструментів для досліджень)	Низький (обмежені бюджети, але стабільний попит)	Низька (освітній ринок специфічний)	Легка (прямі контакти з викладачами)

Таблиця 6.13 – Визначення базової стратегії розвитку.

№	Обрана альтернатива розвитку	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції	Базова стратегія розвитку
1	Hybrid-модель: поєднання B2C (FPV-сегмент) та B2B (виробники дронів)	Диференційований маркетинг з послідовним входженням у сегменти	- Науково обґрунтована методологія; - Врахування анізотропії для максимальної міцності; - Швидкість прототипування; - Унікальна геометрія.	Стратегія диференціації та фокусування

Стратегія диференціації дозволяє виділитися серед конкурентів через унікальну науково обґрунтовану методологію та врахування анізотропії матеріалу. Водночас, стратегія фокусування на вузькому сегменті спеціалізованих рішень дозволяє уникнути прямої конкуренції з великими виробниками серійних



Таблиця 6.15 – Визначення стратегії позиціонування.

№	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції	Вибір асоціацій для позиціонування
1	FPV-пілоти: максимальна продуктивність, можливість fine-tuning, співвідношення ціна/якість	Диференціація + фокусування	Наукова обґрунтованість + можливість точного налаштування під стиль пілотування	«Precision engineered for YOUR flying style»
2	Виробники (B2B): швидкість, гнучкість, технічна підтримка, документація	Диференціація + фокусування	Швидкість ітерацій + повна технічна документація	«From CFD to flight in 7 days»
3	Професійні пілоти: надійність, економічна ефективність, доведена продуктивність	Диференціація + фокусування	Підтверджена тестами ефективність + збільшення часу польоту	«Scientifically optimized for maximum efficiency»

### 6.5. Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Підрозділ «Розробка маркетингової програми стартап-проекту» включає визначення ключових переваг над конкурентами та опис базових властивостей продукту.

Таблиця 6.16 з ключовими перевагами концепції товару конкретизує пропозицію для клієнтів.



конкурентами, адже фізичний продукт можна скопіювати, а культуру обслуговування та експертизу – набагато складніше.

Таблиця 6.17 – Опис трьох рівнів моделі товару.

Рівні товару	Сутність та складові
I. Товар за задумом	Основна вигода: Оптимізовані під конкретні задачі пропелери для БпЛА з науково обґрунтованими характеристиками та максимальною міцністю завдяки врахуванню анізотропії FDM-друку.
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики: - Матеріал: інженерні пластики (PETG, ABS, Nylon, композити CF/GF); - Діаметр: 3-15" (можливість масштабування); - Кількість лопатей: 2-6; - Оптимізація: під висіння / крейсерський політ / максимальну швидкість.
	Якість: - професійний рівень; - кожен пропелер супроводжується звітом CFD/FEA аналізу.
	Дизайн: унікальні аеродинамічні профілі, недоступні при традиційному виробництві
	Марка: "PropOptima" - "Scientifically Crafted Performance"
III. Товар із підкріпленням	До продажу: - Консультація щодо вимог та сценаріїв використання; - Попереднє CFD-моделювання для оцінки очікуваних характеристик.
	Після продажу: - Доступ до звітів CFD та FEA аналізу; - Рекомендації щодо налаштування польотного контролера під нові пропелери; - Можливість безкоштовної ітерації дизайну на основі реального зворотного зв'язку; - Онлайн-спільнота користувачів для обміну досвідом.
	Додаткові сервіси: - Аналіз ефективності наявних пропелерів клієнта; - Навчальні матеріали по оптимізації параметрів польоту; - Пріоритетна черга виробництва для корпоративних клієнтів.

Можливий захист потенційного товару від копіювання:

- 1) Патентування методології оптимізації орієнтації друку з врахуванням анізотропії;
- 2) Комерційна таємниця щодо специфічних параметрів CFD/FEA симуляцій;
- 3) Авторське право на унікальні геометрії пропелерів;
- 4) Технологічна складність відтворення повного виробничого циклу;





Таблиця 6.20 – Концепція маркетингових комунікацій.

№	Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій	Ключові позиції для позиціонування	Завдання комунікації	Концепція рекламного звернення
1	2	3	4	5	6
1	FPV-пілоти: - Активні в онлайн-спільнотах; - Довіряють рецензіям експертів; - Цінують реальні цифри переваг.	- YouTube (огляди, туторіали); - Reddit (r/Multicopter, r/fpv); - Discord-сервери; - Instagram/TikTok	- Науковий підхід; - Реальні переваги.	- Створити ажіотаж в спільноті; - Продемонструвати реальні переваги через тести.	«Your style. Our science.» - відео з порівняльними тестами, де спеціалізовані пропелери показують кращі результати
2	Виробники дронів: присутні на B2B-виставках; читають індустриальні видання; шукають через LinkedIn та Google	- LinkedIn (пости та таргетована реклама); - Індустриальні виставки (InterDrone, Commercial UAV Expo); - Технічні публікації.	- Швидкість; - Гнучкість; - Технічна експертиза.	- Позиціонувати як надійного R&D-партнера.	«Accelerate your innovation» - реальний приклад швидкого прототипування
3	Професійні пілоти: обережні до нових рішень; читають спеціалізовані форуми; довіряють думці експертів	- Спеціалізовані форуми (ag-drone, professional pilot communities); - Вебінари та демонстрації; - Партнерство з «лідерами думок».	- Доказана економічна ефективність.	- Переконати в економічній вигідності через цифри.	«Proven efficiency. Measured results.» - детальні звіти з польових тестів з економічними розрахунками

Концепція маркетингових комунікацій у таблиці 6.20 визначає, як саме компанія буде спілкуватися з різними сегментами аудиторії. Ключовий принцип – використовувати канали, якими вже користується цільова аудиторія, замість намагатися перетягнути їх на нові платформи. FPV-пілоти активні на YouTube та

Reddit, тому саме там має бути присутній контент про продукт. Виробники дронів шукають інформацію на LinkedIn та спеціалізованих виставках, тому саме там треба бути присутнім з професійним контентом. Професійні пілоти довіряють лідерам думок, тому критично важливо працювати з лідерами думок у цих спільнотах.

## 6.6. Назва компанії, логотип, кредо та корпоративні цінності

Назва компанії має відображати сутність продукту та бути легко запам'ятовуваною. Пропонується назва «PropOptima» – поєднання слів «Propeller» та «Optimal/Optimization», що одразу передає ідею оптимізованих пропелерів. Альтернативні варіанти: «AeroForge» (підкреслює процес створення аеродинамічних рішень), «ThrustLab» (акцент на науковому підході та максимальній тязі), «CustomProp» (прямолінійно описує продукт).

Логотип має поєднувати технологічність та аеродинамічність. Центральним елементом може бути стилізований пропелер, де лопаті утворені з ліній, що нагадують сітку CFD-аналізу або векторні поля потоку повітря. Колірна гама – темно-синій (асоціюється з технологіями, надійністю, небом) в поєднанні з яскравим акцентом (помаранчевий або зелений) для динамічності. Логотип має добре виглядати як у кольорі, так і в чорно-білому варіанті, бути розбірливим у малому розмірі (favicon, мобільні екрани) та масштабованим для великоформатного друку на виставках.

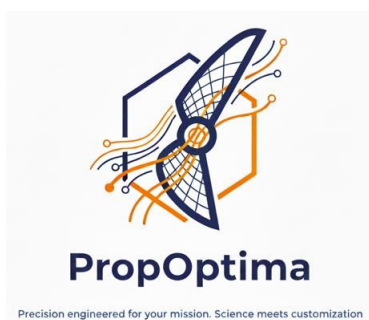


Рисунок 6.1 – Логотип компанії «PropOptima».

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						120
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Кредо компанії: «Точно спроектовано для вашої місії. Наука зустрічається з індивідуалізацією». Це коротке формулювання підкреслює два ключові аспекти – науковий підхід та персоналізацію під конкретні задачі клієнта. Місія компанії: «Демократизація аерокосмічної інженерії для спільноти дронів шляхом забезпечення доступу до передових інструментів оптимізації через спрощені робочі процеси та індивідуальне виробництво». Візія: «Світ, де кожен пілот дрона має доступ до пропелерів, оптимізованих точно під його потреби, виходячи за рамки універсальних рішень».

Корпоративні цінності, які мають бути інтегровані в культуру компанії:

- 1) Наукова строгість – всі твердження мають бути підкріплені даними з CFD/FEA аналізу та реальних тестів.
- 2) Прозорість – відкритість методології та готовність ділитися знаннями зі спільнотою.
- 3) Орієнтація на клієнта – глибоке розуміння потреб клієнтів та готовність до ітерацій до досягнення ідеального результату.
- 4) Постійні інновації – постійне вдосконалення методології та впровадження нових матеріалів і технологій.
- 5) Спільнота насамперед – визнання того, що успіх компанії залежить від підтримки та довіри спільноти дронобудівників.

## 6.7. Висновки до розділу

Загальні висновки до розділу показують, що проєкт створення спеціалізованих пропелерів для БПЛА з урахуванням анізотропії FDM-друку має високий комерційний потенціал та є технологічно здійсненним. Ринок дронів демонструє стабільне зростання, а ніша спеціалізованих рішень залишається недостатньо розвиненою, що створює сприятливі умови для входження інноваційного продукту.

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						121
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

Ключовою конкурентною перевагою є комплексна науково обґрунтована методологія, яка інтегрує CFD-аналіз, структурний FEA-аналіз з урахуванням анізотропії та адитивне виробництво, забезпечуючи на 15-25% вищу міцність пропелерів порівняно з традиційним 3D-друком без оптимізації орієнтації.

Обрана hybrid бізнес-модель з поєднанням B2C та B2B каналів дозволяє диверсифікувати ризики та максимізувати охоплення ринку, при цьому стратегія поетапного входження через FPV-спільноту з подальшим масштабуванням на професійний сегмент мінімізує початкові витрати на маркетинг та дозволяє органічно нарощувати репутацію.

Основні ризики пов'язані з можливістю великих виробників впровадити власні сервіси кастомізації та обмеженнями матеріалів FDM-друку, проте ці ризики можуть бути уникненні через фокус на нішевих сегментах, де потрібен індивідуальний підхід, та через постійне дослідження нових матеріалів.

Розроблена маркетингова стратегія з акцентом на community-driven розвиток, освітній контент та партнерства з виробниками дронів створює міцний фундамент для довгострокового успіху проекту.

Назва компанії PropOptima та кредо «Точно спроектовано для вашої місії. Наука зустрічається з індивідуалізацією» ефективно передають позиціонування як технологічно просунутого, але доступного рішення для оптимізації характеристик дронів. Проєкт може стати не лише успішним бізнесом, але й каталізатором розвитку культури науково обґрунтованого підходу до проектування компонентів у DIY-спільноті дронобудівників.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						122
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

## ВИСНОВКИ

У магістерській дисертації виконано дослідження впливу анізотропії FDM 3D-друку на міцність пропелерів БпЛА та розроблено методологію оптимізації орієнтації друку для підвищення міцності конструкції.

Проведено детальний аналіз існуючих досліджень з анізотропії FDM-друкованих композитів та методів проектування пропелерів. Встановлено, що орієнтація друку може змінювати міцність деталей у 1,5-2 рази, що обґрунтовує необхідність комплексного підходу до оптимізації.

Виконано параметричну аеродинамічну оптимізацію геометрії пропелера з використанням методу Response Surface. Оптимізована конфігурація забезпечує тягу 5,24 Н при 18200 об/хв з аеродинамічною ефективністю  $FM = 0,687$ .

Створено та верифіковано скінченно-елементну модель лопаті пропелера з ортотропною моделлю матеріалу PLA, що враховує різні модулі пружності вздовж та поперек напрямку друку.

Виконано систематичне параметричне дослідження впливу тривимірної орієнтації друку на міцність лопаті методом Design of Experiments. Побудовано поверхні відгуку залежності коефіцієнта запасу міцності від кутів орієнтації з високою точністю апроксимації.

Встановлено, що коефіцієнт запасу міцності змінюється від 0,811 до 1,481 залежно від орієнтації друку, тобто майже в 1,8 рази. Визначено оптимальну орієнтацію друку з кутами  $RX = -2^\circ$ ,  $RY = 2,6^\circ$ ,  $RZ = -27,3^\circ$ , що забезпечує максимальну міцність.

Проведено експериментальну верифікацію результатів моделювання шляхом виготовлення та випробування фізичних прототипів. Підтверджено, що лопаті з оптимальною орієнтацією витримують максимальні навантаження, тоді як зразки зі стандартною орієнтацією руйнуються при 70% тяги.

Здійснено розробку стартап-проєкту для комерціалізації методології. Проведений аналіз показав потенціал впровадження розробки завдяки низькій

					AK41m11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
						123
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

вартості, технологічній простоті та ефективності. SWOT-аналіз підтвердив наявність перспективного ринку з потенційною рентабельністю 25-40%.

Результати роботи можуть бути використані в дронобудуванні, аерокосмічній галузі та освітньому процесі для підготовки фахівців зі спеціальностей 134. Розроблена методологія має потенціал для застосування при проектуванні інших високонавантажених деталей, що виготовляються методом FDM 3D-друку.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		124

## СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Ahn S.-H. Anisotropic material properties of fused deposition modeling ABS / S.-H. Ahn, M. Montero, D. Odell, S. Roundy, P. K. Wright // Rapid Prototyping Journal. – 2002. – Vol. 8, No. 4. – P. 248–257.
2. Tymrak B. M. Mechanical properties of components fabricated with open-source 3-D printers under realistic environmental conditions / B. M. Tymrak, M. Kreiger, J. M. Pearce // Materials & Design. – 2014. – Vol. 58. – P. 242–246. – URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0261306914001538>
3. Tekinalp H. L. Highly oriented carbon fiber–polymer composites via additive manufacturing / H. L. Tekinalp, V. Kunc, G. M. Velez-Garcia, C. E. Duty, L. J. Love, A. K. Naskar, C. A. Blue, S. Ozcan // Composites Science and Technology. – 2014. – Vol. 105. – P. 144–150. – URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0266353814003716>
4. Górski F. The influence of printing parameters on selected mechanical properties of FDM/FFF 3D-printed parts / F. Górski, W. Kuczko, R. Wichniarek, P. Zawadzki // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2017. – Vol. 227, No. 1. – Article 012033. – DOI: 10.1088/1757-899X/227/1/012033
5. Rajpurohit S. R. Effect of process parameters on dynamic mechanical performance of FDM PC/ABS printed parts through design of experiment / S. R. Rajpurohit, H. K. Dave // Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering. – 2016. – Vol. 38. – P. 1341–1353.
6. Lee C. S. Measurement of anisotropic compressive strength of rapid prototyping parts / C. S. Lee, S. G. Kim, H. J. Kim, S. H. Ahn // Journal of Materials Processing Technology. – 2007. – Vol. 187–188. – P. 627–630.
7. Ziemian C. Anisotropic mechanical properties of ABS parts fabricated by fused deposition modelling / C. Ziemian, M. Sharma, S. Ziemian // Mechanical Engineering. – 2012. – P. 159–180.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк. 125
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

8. Chacón J. M. Additive manufacturing of PLA structures using fused deposition modelling: Effect of process parameters on mechanical properties and their optimal selection / J. M. Chacón, M. A. Caminero, E. García-Plaza, P. J. Núñez // *Materials & Design*. – 2017. – Vol. 124. – P. 143–157.
9. Tsai S. W. A General Theory of Strength for Anisotropic Materials / S. W. Tsai, E. M. Wu // *Journal of Composite Materials*. – 1971. – Vol. 5, No. 1. – P. 58–80.
10. Hill R. A theory of the yielding and plastic flow of anisotropic metals / R. Hill // *Proceedings of the Royal Society of London. Series A*. – 1948. – Vol. 193, No. 1033. – P. 281–297.
11. Kenway G. K. W. Design of efficient propellers using variable-fidelity aerodynamic analysis and multilevel optimization / G. K. W. Kenway, J. R. R. A. Martins // *AIAA SciTech Forum*. – 2020. – AIAA Paper 2020-2105. – DOI: 10.2514/6.2020-2105
12. Wang K. Blade shape optimization and analysis of a propeller for VTOL based on an inverse method / K. Wang, Z. Zhou, J. Zhao, D. Fan // *Aerospace*. – 2022. – Vol. 9, No. 4. – Article 220. – DOI: 10.3390/aerospace9040220
13. Adkins C. N. Design of optimum propellers / C. N. Adkins, R. H. Liebeck // *Journal of Propulsion and Power*. – 1994. – Vol. 10, No. 5. – P. 676–682.
14. Benini E. Three-dimensional multi-objective design optimization of a transonic compressor rotor / E. Benini // *Journal of Propulsion and Power*. – 2004. – Vol. 20, No. 3. – P. 559–565.
15. Menter F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications / F. R. Menter // *AIAA Journal*. – 1994. – Vol. 32, No. 8. – P. 1598–1605.
16. Deb K. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II / K. Deb, A. Pratap, S. Agarwal, T. Meyarivan // *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*. – 2002. – Vol. 6, No. 2. – P. 182–197.
17. Morgado J. XFOIL vs CFD performance predictions for high lift low Reynolds number airfoils / J. Morgado, R. Vizinho, M. A. R. Silvestre, J. C. Páscoa // *Aerospace Science and Technology*. – 2016. – Vol. 52. – P. 207–214.

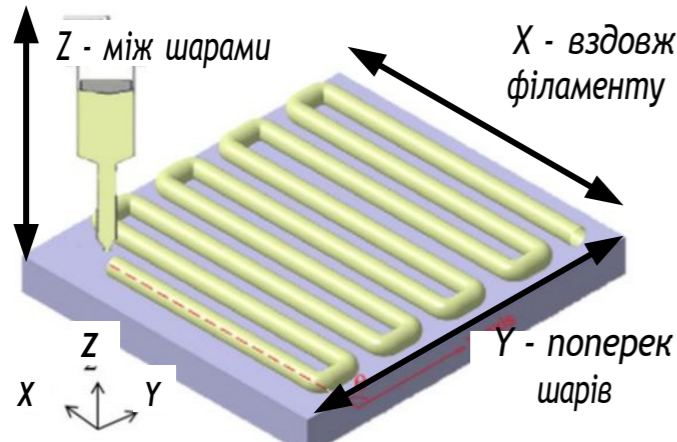
					AK41mн11.00.00.00.00 ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		126

18. Brischetto S. Interpretation of boundary conditions in the analytical and numerical shell solutions for mode analysis of multilayered structures / S. Brischetto, E. Carrera // International Journal of Mechanical Sciences. – 2013. – Vol. 77. – P. 278–297.
19. Carrera E. Theories and finite elements for multilayered plates and shells: a unified compact formulation with numerical assessment and benchmarking / E. Carrera, S. Brischetto, M. Cinefra, M. Soave // Archives of Computational Methods in Engineering. – 2011. – Vol. 18, No. 1. – P. 1–90.
20. Reddy J. N. Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells: Theory and Analysis / J. N. Reddy. – 2nd ed. – Boca Raton : CRC Press, 2004. – 858 p.
21. Jones R. M. Mechanics of Composite Materials / R. M. Jones. – 2nd ed. – Philadelphia : Taylor & Francis, 1999. – 519 p.
22. EASA Certification Specifications for Unmanned Aircraft Systems CS-UAS. – European Union Aviation Safety Agency, 2024. – 145 p.
23. ANSYS Fluent Theory Guide. Release 2023 R1 / ANSYS Inc. – Canonsburg, PA, 2023. – 1078 p.
24. ANSYS Mechanical User's Guide. Release 2023 R1 / ANSYS Inc. – Canonsburg, PA, 2023. – 1456 p.

					AK41mn11.00.00.00.00 ПЗ	Арк. 127
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

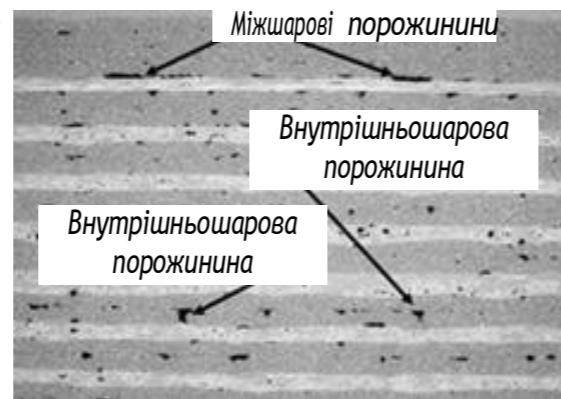
# ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ ДОСЛІДЖЕНЬ АНІЗОТРОПІЇ FDM-ДРУКУ

Пошарова структура FDM



Анізотропна структура призводить до різних властивостей у різних напрямках

Дефекти друку



Фотографія поперечного перерізу FDM-зразка



Деламінація між шарами Шорсткість та пористість

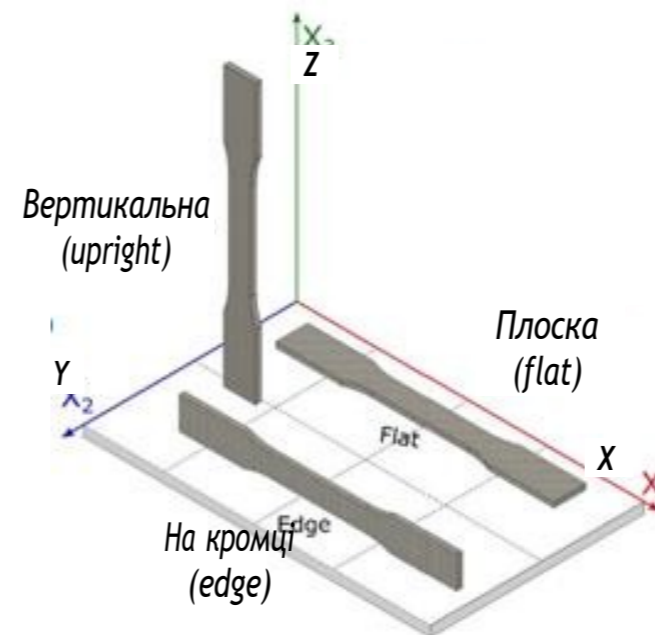
Механічні властивості PLA залежно від напрямку

Властивість	Опис	Познач.	Знач.
Модуль Юнга E	Вздовж філам.	$E_x$	3350 МПа
	Поперек філам.	$E_y$	1750 МПа
	Між шарами	$E_z$	1500 МПа
Модуль зсуву G	У площині шару	$G_{xy}$	1200 МПа
	Між шарами	$G_{xz}$	500 МПа
	Між шарами	$G_{yz}$	500 МПа
Коефіцієнт Пуассона $\nu$	У площині шару	$\nu_{xy}$	0,33
	Між шарами	$\nu_{xz}$	0,27
	Між шарами	$\nu_{yz}$	0,27
Межа міцності на розтяг $\sigma$	Розрив вздовж філам.	$\sigma_x$	55 МПа
	Розрив поперек філам.	$\sigma_y$	45 МПа
	Розрив між шарами	$\sigma_z$	35 МПа
Межа міцності на стиск $\sigma$	Стиск вздовж філам.	$\sigma_x$	70 МПа
	Стиск поперек філам.	$\sigma_y$	58 МПа
	Стиск шарів	$\sigma_z$	52 МПа
Межа міцності на зсув $\tau$	Зсув у площині шару	$\tau_{xy}$	30 МПа
	Зсув між шарами	$\tau_{xz}$	22 МПа
	Зсув між шарами	$\tau_{yz}$	22 МПа

Огляд наукових досліджень FDM-друку

Дослідження	Матеріал	Метод дослідження	Ключовий результат
Ahn et al., «Anisotropic material properties of fused deposition modeling ABS», 2002	ABS	Експеримент	Анізотропія міцності до 2-х разів за напрямком
Tumrak et al., «Mechanical properties of components fabricated with open-source 3-D printers under realistic environmental conditions», 2014	PLA, ABS	Механічні тести	Залежність мех. хар. від температури екструзії
Tekinalp et al., «Highly oriented carbon fiber-polymer composites via additive manufacturing», 2014	Nylon CF	Експеримент	Підвищення E в 1.5 рази вздовж волокон

Орієнтації друку



Висновки з огляду літератури

- Орієнтація друку змінює міцність FDM-деталей у 1,5-2 рази
- Міжшарова міцність (Z) у 2-3 рази нижча, ніж вздовж філаменту (X)
- Необхідний комплексний підхід: CFD + FEA з ортотропною моделлю
- Відсутні дослідження оптимізації орієнтації для пропелерів БПЛА

AK41m11.00.00.00.01

					Літ.	Маса	Масшт.
							1:1
					Арк. 1	Аркушів 1	
					КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ гр. АК-41мп		

Зм.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата
Розроб.		Цимбалістов Я.О.		
Перев.		Архипов О.Г.		
Т. контр.				
Н. контр.				
Затв.		Маринюшко О.П.		

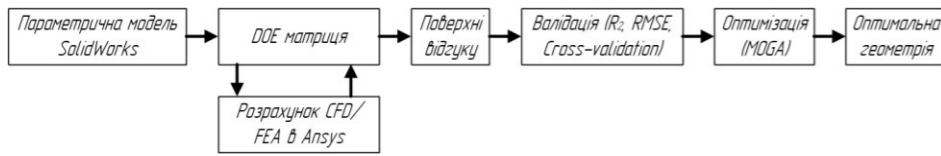
Зам. інв. N

Підп. та дата

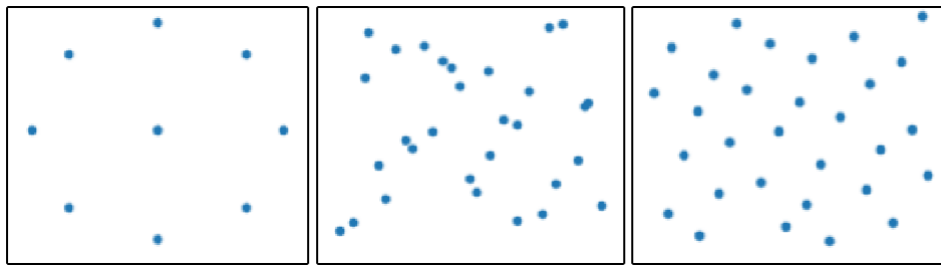
Інв. N орг.

# МЕТОДОЛОГІЯ КОМПЛЕКСНОГО ДОСЛІДЖЕННЯ

## Структурна схема методології



## Методи планування експерименту (DOE)



**Central Composite Design** - точки в кутах та в середині простору

**Випадковий розподіл точок**. Не покриває весь простір, що не дає змогу побудувати якісну апроксимацію

**Latin Hypercube Sampling** - рівномірний розподіл точок у N-вимірному просторі

## Response Surface Methodology (поверхня відгуку)

Поліноміальна апроксимація 2-го порядку:  
 $Y = \beta_0 + \sum \beta_i X_i + \sum \beta_{ij} X_i X_j + \sum \sum \beta_{ijk} X_i X_j X_k$

де:  $Y$  - відгук (наприклад, запас міцності чи підйомна сила)  
 $X_i$  - параметри дизайну  
 $\beta$  - коефіцієнти

## Математична модель CFD

Рівняння Нав'є-Стокса:

$$\rho \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R} - \text{grad } p + \mu \Delta \vec{V}$$

де:  $\rho$  - густина повітря  
 $\vec{V}$  - вектор швидкості  
 $p$  - тиск  
 $\mu$  - динамічна в'язкість  
 $\vec{R}$  - масові сили

Модель турбулентності k- $\omega$  SST:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0$$

$$\frac{\partial (\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \otimes \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau}$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\mathbf{v} (\rho E + p)) = \nabla \cdot (k \nabla T) + \rho \mathbf{g} \cdot \mathbf{v}$$

k- $\omega$  SST обрано через точність у примежовому шарі та стабільність при низьких  $Re=100\ 000$

Аеродинамічні коефіцієнти:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \text{ - коефіцієнт тяги}$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \text{ - коефіцієнт потужності}$$

$$FM = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2} \cdot C_P} \text{ - Figure of Merit (коефіцієнт ефективності)}$$

## Ортотропна модель матеріалу PLA

Узагальнений закон Гука:

$$\{\sigma\} = C \cdot \{\epsilon\}$$

Матриця жорсткості для ортотропного матеріалу:

$$C = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix}$$

де елементи матриці визначаються через дев'ять констант:

$$C_{11} = \frac{E_x(1 - \mu_{yz}\mu_{zx})}{\Delta} \quad C_{12} = \frac{E_x(\mu_{yx} + \mu_{zx}\mu_{yz})}{\Delta} = \frac{E_y(\mu_{xy} + \mu_{xz}\mu_{zy})}{\Delta} \quad C_{44} = G_{xy}$$

$$C_{22} = \frac{E_y(1 - \mu_{xz}\mu_{zx})}{\Delta} \quad C_{13} = \frac{E_x(\mu_{zx} + \mu_{yx}\mu_{zy})}{\Delta} = \frac{E_z(\mu_{xz} + \mu_{xy}\mu_{yz})}{\Delta} \quad C_{55} = G_{xz}$$

$$C_{33} = \frac{E_z(1 - \mu_{xy}\mu_{yx})}{\Delta} \quad C_{23} = \frac{E_y(\mu_{zy} + \mu_{xy}\mu_{zx})}{\Delta} = \frac{E_z(\mu_{yz} + \mu_{yx}\mu_{xz})}{\Delta} \quad C_{66} = G_{yz}$$

$$\Delta = 1 - \mu_{12}\mu_{21} - \mu_{23}\mu_{32} - \mu_{13}\mu_{31} - 2\mu_{12}\mu_{23}\mu_{31}$$

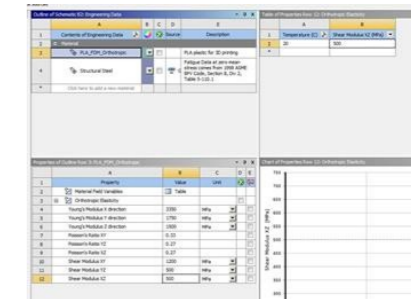
Критерій міцності Tsai-Wu:

$$F_1 \sigma_{zz} + F_2 \sigma_{yy} + F_3 \sigma_{zz} + F_{11} \sigma_{xx}^2 + F_{22} \sigma_{yy}^2 + F_{33} \sigma_{zz}^2 + F_{44} \tau_{yz}^2 + F_{55} \tau_{xz}^2 + F_{66} \tau_{xy}^2 < 1$$

де коефіцієнти визначаються з умов міцності:

$$F_1 = \frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C} \quad F_{11} = \frac{1}{X_T X_C}$$

Задання коефіцієнтів в Ansys Engineering Data



## Математичний апарат дослідження

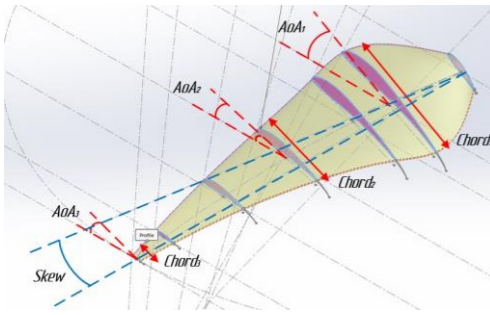
- Computational Fluid Dynamic (CFD): Нав'є-Стокс + k- $\omega$  SST
- Finite Element Analysis (FEA): Ортотропна модель + Tsai-Wu
- Design of Experiment (DOE): Latin Hypercube Sampling (LHS) та Central Composite Design (CCD)
- Апроксимація методом Response Surface (поліном 2-го порядку)
- Оптимізація методом Multi-Objective Genetic Algorithm (MOGA)

					AK41m11.00.00.00.02		
					Лім.		
					Маса		
					Масшт.		
Зм.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата	Методологія дослідження		
Розроб.		Цимбалістов Я.О.					
Перев.		Архипов О.Г.					
Т. контр.							
Н. контр.							
Затв.		Маринищенко О.П.			Арк. 1		Аркушів 1
					КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ гр. АК-41мп		

Зам. інв. N	
Підп. та дата	
Інв. N орг.	

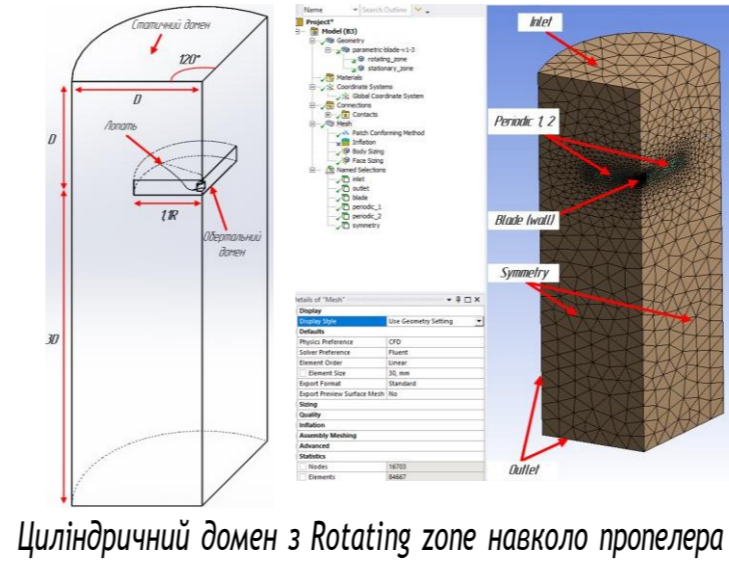
# АЕРОДИНАМІЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ ГЕОМЕТРІЇ ПРОПЕЛЕРА

## Параметрична модель в SolidWorks

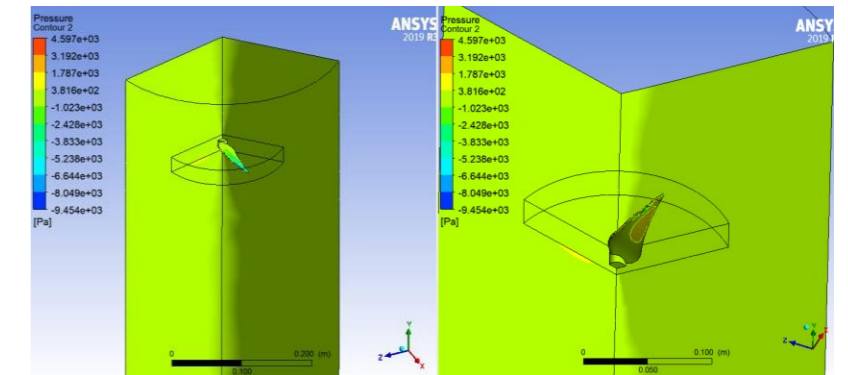


Параметр	Значення
Solver	Pressure-Based, Absolute, Steady
Метод обертання	Multiple Reference Frame (MRF)
Модель турбулентності	k- $\omega$ SST + Curvature Correction
Fluid material	constant air
Примежовий шар	Low-Re Corrections ( $y^+ < 1$ )
Inlet Velocity Magnitude	0 - 35 м/с
Outlet Gauge Pressure	0 Па
Prevent Reverse Flow	Так
Turbulent Intesity	5%
Turbulent Viscosity Ratio	10
Схема зв'язку P-V	Coupled
Solution initialization	Hybrid
Дискретизація	2nd Order Upwind
Критерій збіжності	< 0,001
Кількість ітерацій	500-800

## CFD аналіз



## Візуалізація пропелера



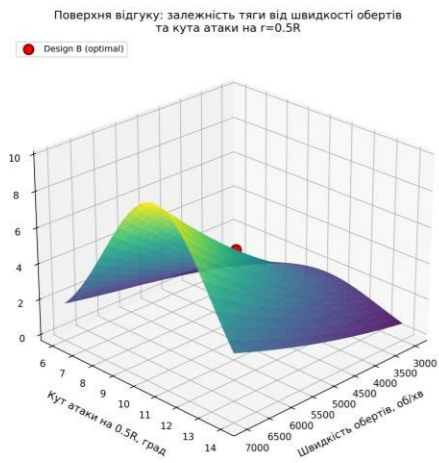
Контури тиску в площині обертання

### Варіювані параметри:

- Хорда в перерізах (0.2R, 0.5R, 1.0R)
- Куту атаки (0.2R, 0.5R, 1.0R)
- Кут розгортки (skew)

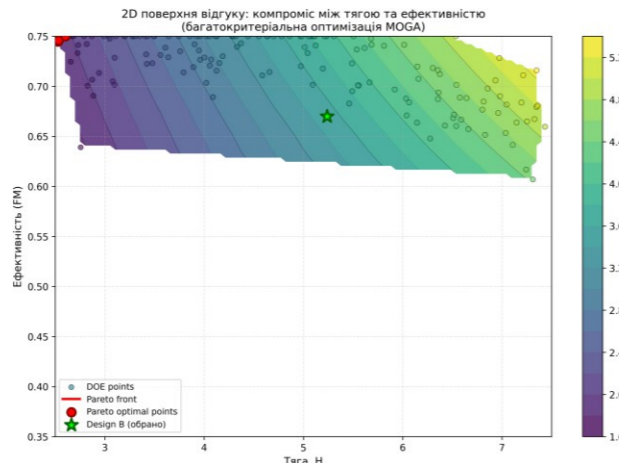
### Налаштування CFD розрахунку в ANSYS Fluent

## Поверхні відгуку



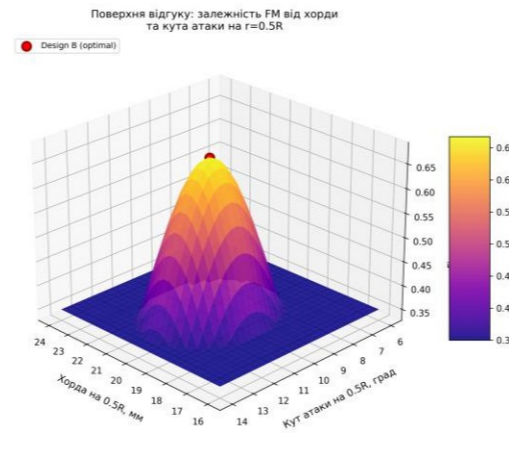
### Поверхня відгуку залежності тяги від швидкості обертів та кута атаки

- Вісь X: Швидкість обертів, об/хв (10000-20000)
- Вісь Y: Кут атаки в 0,5R, град
- Вісь Z: Тяга T, Н
- Оптимум позначено червоною точкою



### 2D поверхня відгуку компромісу між тягою та ефективністю

- Вісь X: Тяга T, Н
- Вісь Y: Ефективність (Figure of Merit)
- DOE points (сині), CCD points (зелені)
- Pareto optimal points (червоні зірки)



### Поверхня відгуку залежності FM від хорди та кута атаки

- Вісь X: Хорда на  $r=0.5R$ , мм
- Вісь Y: Кут атаки на  $r=0.5R$ , град
- Вісь Z: Figure of Merit FM
- Максимум FM  $\approx 0.65$  позначено червоною точкою

## Результати аеродинамічної оптимізації

Параметр	Конструкція-I (найкраща ефективність г/Вт)	Конструкція-II (максимальна тяга)	Конструкція-III (компроміс)
Хорда 0,2R, мм	27,7	30,4	28,8
Хорда 0,5R, мм	17,1	19,2	18,1
Хорда 1,0R, мм	5,7	8,5	6,8
Кут атаки 0,2R, град	34,2	42,1	37,8
Кут атаки 0,5R, град	18,4	24,8	21,2
Кут атаки 1,0R, град	1,2	4,1	2,4
Кут розгортки, град	12,4	4,2	8,6
Оптимальна швидкість обертів, об/хв	16 800	20 300	18 200
Тяга, Н	4,12	6,82	5,24
Крутий момент, Н·м	0,0198	0,0412	0,0287
Потужність, Вт	9,96	25,02	15,63
Figure of Merit	0,72	0,58	0,67
Питома тяга, г/Вт	42,1	27,8	34,2

Порівняння трьох конструкцій пропелерів

## Результати аеродинамічної оптимізації

Обрана конструкція-III, як компроміс між максимальною тягою та ефективністю.

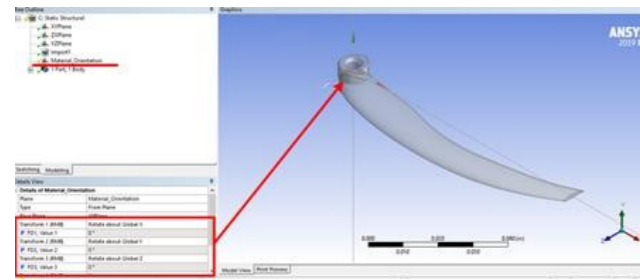
- хорда 0,2R = 28,8 мм
- хорда 0,5R = 18,1 мм
- хорда 1,0R = 6,8 мм
- кут атаки 0,2R = 37,8°
- кут атаки 0,5R = 21,2°
- кут атаки 1,0R = 2,4°
- кут розгортки = 25°

					AK41m11.00.00.00.03			
Зм.	Арк.	№ докум.	Підп.	Дата	Аеродинамічна оптимізація геометрії пропелера		Масшт.	
Розроб.		Цимбалістов Я.О.			Літ.	Маса	Масшт. 1:1	
Перев.		Архипов О.Г.		Арк. 1				Аркушів 1
Т. контр.				КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ гр. АК-41мп				
Н. контр.								
Затв.		Маринюшко О.П.						

Зам. Інв. Н  
Підп. та дата  
Інв. Н орг.

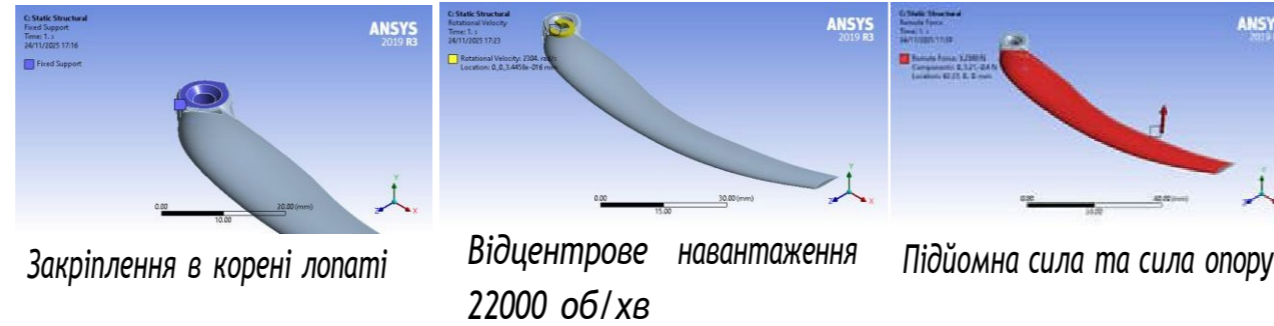
# ВПЛИВ ОРІЄНТАЦІЇ 3D-ДРУКУ НА МІЦНІСТЬ ПРОПЕЛЕРА

## Система координат орієнтації друку

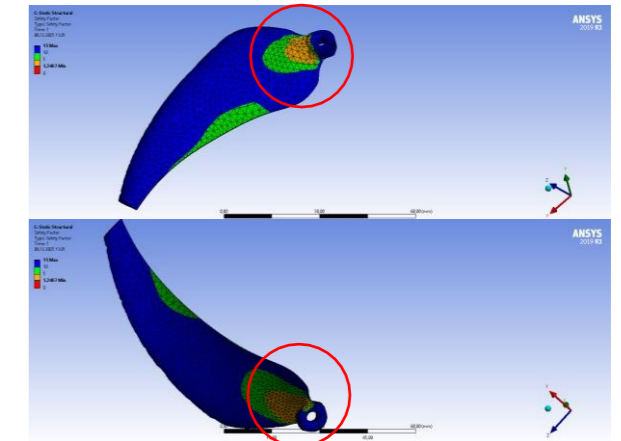


- Три вісі обертання з кутами:
- RX навколо осі X (схилення вперед/назад)
  - RY навколо осі Y (нахил вліво/вправо)
  - RZ навколо осі Z (поворот у площині)

## FEA модель з навантаженнями

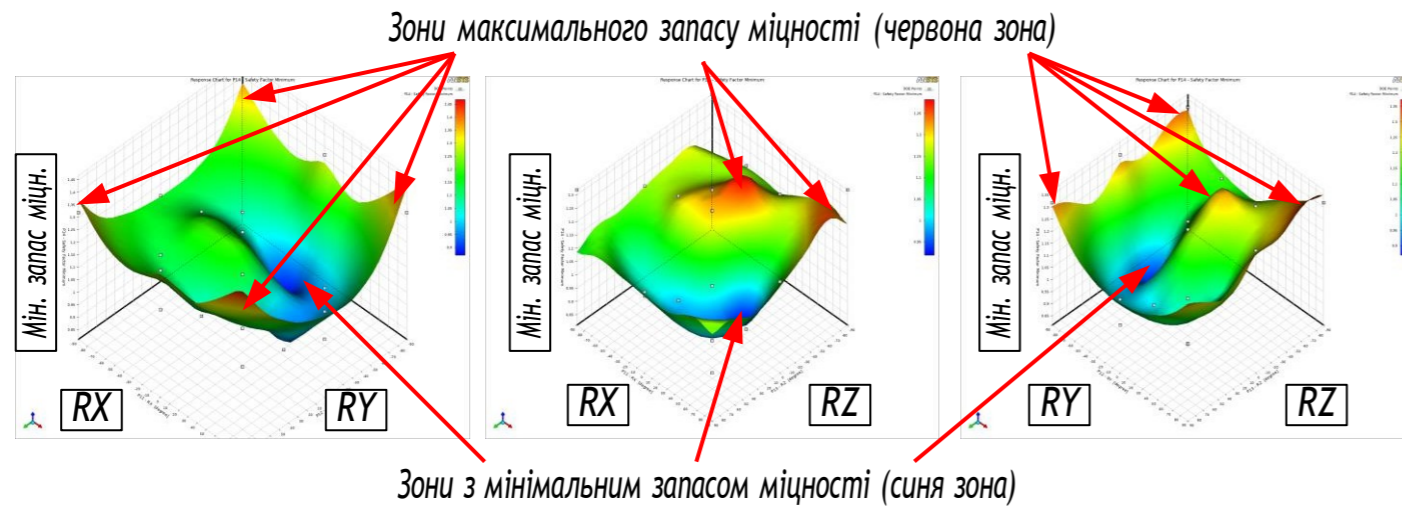


## Критичні зони лопаті

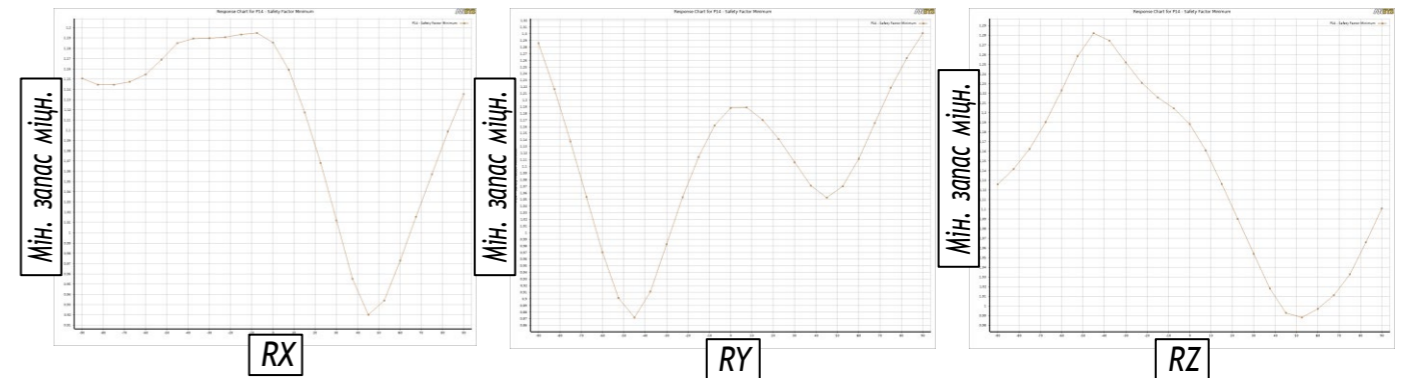


Максимальні напруження виникають в ділянці кріплення до хабу. В цій же зоні конструкція має мінімальний запас міцності.

## Поверхні відгуку залежності коефіцієнта запасу міцності від орієнтації



## Одновимірні залежності запасу міцності

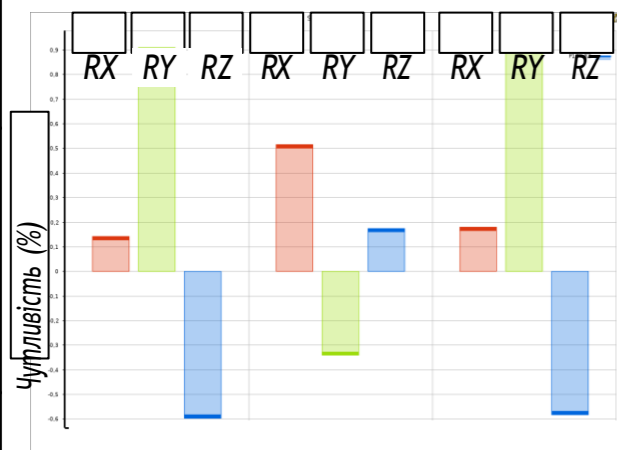


Параболічна крива з мінімумом при  $-45^\circ$  та максимумом в  $-10^\circ$

V-подібна залежність з максимумами в  $-90^\circ, 0^\circ, +90^\circ$

Складна залежність з декількома екстремумами. Максимум в  $-45^\circ$ , а мінімум -  $+60^\circ$

## Аналіз чутливості параметрів



## Результати оптимізації

Конфігурація	RX	RY	RZ	Коеф. запасу міцності	Деформ.
Оптимальна	$2^\circ$	$2,6^\circ$	$27,3^\circ$	1,481	4,38 мм
Плоска	$0^\circ$	$0^\circ$	$0^\circ$	1,241	5,12 мм
Найгірша	$0^\circ$	$0^\circ$	$90^\circ$	0,811	6,50 мм

Оптимальна орієнтація підвищує міцність на 82% порівняно з

AK41m11.00.00.04		Лім.	Маса	Масшт.
Н	а	и	р	т

Зам. інв. N  
Дізн. та дата

ШОЮ

Макс. деформ.	Макс. напруж.	Мін. запас міцн.
---------------	---------------	------------------

RZ має найбільший вплив на міцність - 62%

Зм.	Арк.	N докум.	Підп.	Дата	Вплив орієнтації 3D-друку
-----	------	----------	-------	------	---------------------------

1:1

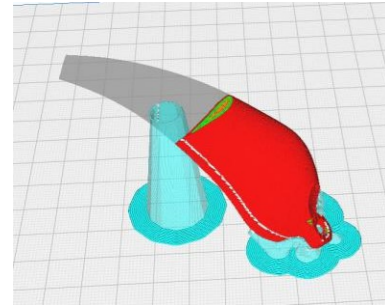
Розроб.	Цимбалістов Я.О.
Перев.	Архипов О.Г.
Т. контр.	Трунов О.А.
Н. контр.	Филатов А.В.
Затв.	Мариношенко О.П.

Сети связи

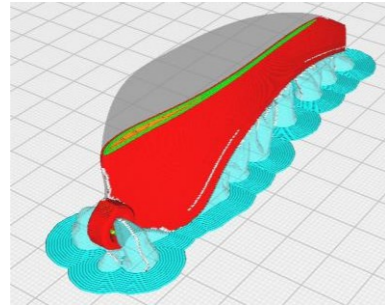
Арк. 1      Аркушів 1  
КПІ ім. Ігоря Сікорського  
Каф. КІ гр. АК-41мп

# ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА ВЕРИФІКАЦІЯ РЕЗУЛЬТАТІВ МОДЕЛЮВАННЯ

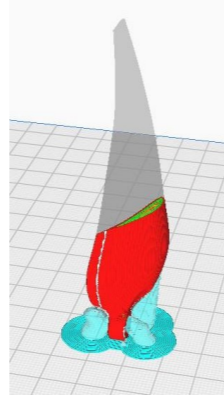
## Виготовлення експериментальних зразків



Серія А: оптимальна неоптимальна орієнтація



Серія Б: стандартна flat



Серія В:

Кут RX	-2°
Кут RY	2,6°
Кут RZ	-27,3°
Запас міцності	1,48

Кут RX	0°
Кут RY	0°
Кут RZ	0°
Запас міцності	1,24

Кут RX	0°
Кут RY	0°
Кут RZ	90°
Запас міцності	0,84

## Випробувальний стенд



Двигуни: Emax ECO II 2807  
 1300KV Передні мотори: серія А  
 Задні мотори: серія Б  
 Вимірювання: телеметрія польотного контролера

Таблиця режимів випробувань:

Режим	Швидкість, об/хв
Висіння (hover)	8000
Номінальний	12500
Максимальний	14500

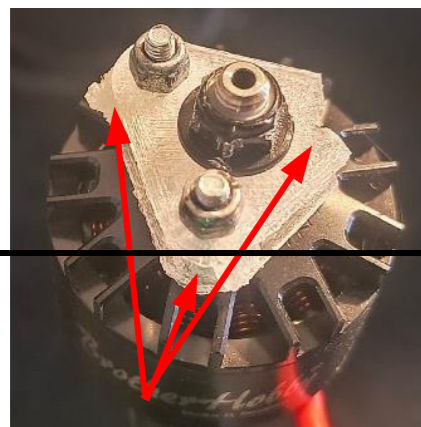
## Параметри друку

Матеріал	Прозорий PLA
Висота шару	0,2 мм
Заповнення	15% Gyroid (зовні), 100% (корінь)
Температура	210°C / 60°C
Товщина стінок	1,2 мм

## Порівняння розрахункових та експериментальних результатів

Серія	Розрахунковий коефіцієнт запасу міцності	Прогноз руйнування	Фактичне руйнування	Режим руйнування	Відхилення
Серія А	1,481	без руйнування	витримали 100% тяги	-	-
Серія Б	1,241	можливе руйнування	руйнування при ~70% тяги	деламінація в корні	~(-30%)
Серія В	0,837	100% руйнування	руйнування при ~50% тяги	деламінація в корні	~(-40%)

## Механізм руйнування



Міжшарова деламінація в кореневій зоні

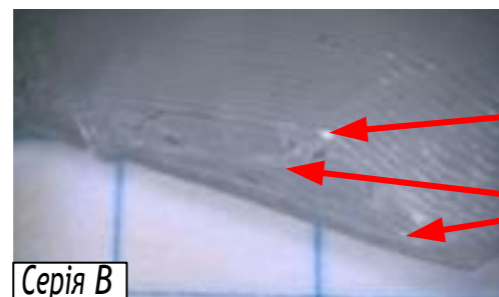


Серія Б



Серія Б

Екструзійні лінії



Серія В

Міжшарові пори

Зм.					Арк.			N докум.			Підп.			Дата									
Експериментальна верифікація результатів															Літ.			Маса			Масшт.		
																					1:1		
															Арк. 1			Аркушів 1					
															КПІ ім. Ігоря Сікорського			Каф. КІ гр. АК-41мп					
AK41m11.00.00.00.05																							
Розроб. Цимбалістов Я.О.																							
Перев. Архипов О.Г.																							
Т. контр.																							
Н. контр.																							
Затв. Мариношенко О.П.																							

Зам. інв. N	
Підп. та дата	
Інв. N ориг.	

# РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЄКТУ

## Картка стартап-проєкту

Назва проєкту	"PropOptima"
Цільовий ринок	Ринок компонентів для БПЛА (FPV-дрони, агродрони, фотодрони, логістика)
Термін реалізації	12-18 місяців
Етапи реалізації проєкту	<ol style="list-style-type: none"> <li>Створення прототипів та бібліотеки дизайнів (3 міс)</li> <li>Налагодження виробництва та тестування (3 міс)</li> <li>Запуск веб-платформи для замовлень (2 міс)</li> <li>Виведення на ринок та маркетинг (4 міс)</li> <li>Розширення асортименту (6 міс)</li> </ol>
Необхідні ресурси	<p>- Програмне забезпечення:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- ANSYS ліцензія (~5000 \$/рік)</li> <li>- SolidWorks ліцензія (~1500 \$/рік)</li> </ul> <p>- Обладнання:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- 3D-принтери (~3000-5000 \$)</li> <li>- Випробувальний стенд (~2000 \$)</li> </ul> <p>- Матеріали: філаменти (~500 \$/міс)</p> <p>- Персонал: 2-3 особи на початковому етапі</p>
Початкові інвестиції	15000-20000 \$

## Потенційні групи клієнтів

Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці	Вимоги споживачів до товару
Оптимізація характеристик дронів під специфічні задачі	Професійні пілоти агродронів	- Готові платити за надійність та ефективність; - Орієнтовані на ROI.	- Довговічність; - Стабільні характеристики; - Документація випробувань.
Підвищення часу польоту та стабільності	Оператори фотодронів (професійна зйомка)	- Потребують предиктабельної поведінки; - Цінують стабільність.	- Низький шум; - Відсутність резонансів; - Стабільність характеристик.
Максимальна продуктивність та можливість налаштування	FPV-пілоти (гонки, фрістайл)	- Ентузіасти, готові експериментувати; - Активна онлайн-спільнота; - Чутливі до ціни.	- Максимальна тяга; - Швидка реакція; - Можливість тонкого налаштування; - Доступна ціна.
Швидке прототипування нових концепцій	Виробники дронів (R&D відділи)	- B2B сегмент; - Довгі цикли прийняття рішень; - Потребують технічної підтримки.	- Можливість швидких ітерацій; - Технічна документація.
Оптимізація енергоефективності для збільшення дальності	Компанії доставки дронами	- B2B сегмент; - Висока увага до економічної ефективності; - Потребують сертифікації.	- Максимальна ефективність; - Надійність; - Відповідність стандартам.
Доступне виробництво для експериментів	Університети та дослідницькі центри	- Обмежені бюджети; - Потребують документації	- Документована методологія; - Доступна ціна;

## Фактори можливостей

Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
Зростання ринку БПЛА	Глобальне зростання використання дронів у різних індустріях	- Масштабування бізнесу; - Вихід на міжнародні ринки; - Розширення команди.
Розвиток матеріалів для 3D-друку	Поява нових високоміцних матеріалів (композити з вуглецевими/скляними волокнами, високотемпературні полімери)	- Інтеграція нових матеріалів у методологію; - Експериментальні розробки.
Зниження вартості обладнання	Здешевлення промислових FDM-принтерів та САЕ-програмного забезпечення	- Зниження бар'єру входу для клієнтів; - Можливість пропонування ліцензування методології.
Зростання DIY-спільноти	Активний розвиток спільноти дронабудівників та FPV-пілотів	- Community-driven розвиток; - Open-source компоненти; - Створення освітнього контенту.
Партнерства з виробниками дронів	Можливість інтеграції як постачальник R&D-сервісів	- Побудова довгострокових B2B-партнерств; - Ліцензування технології.
Розширення застосувань дронів	Нові сфери застосування (міська логістика, інспекції інфраструктури, emergency response)	- Розробка спеціалізованих рішень для нових сегментів.

## Опис ідеї стартапу

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Проектування та виробництво спеціалізованих пропелерів для БПЛА	Фотодрони (аерофотозйомка, відеозйомка)	- Підвищення часу польоту; - Знижений рівень вібрації для якісної зйомки; - Знижений рівень шуму.
	Логістичні дрони	- Оптимізація для крейсєрського польоту з максимальною ефективністю; - Збільшення дальності польоту. - Максимальна тяга та швидкість реакції;
методом FDM	FPV-дрони (гонки, фрістайл)	- Можливість точного налаштування характеристик під стиль пілотування. - Доступне виробництво експериментальних конфігурацій для дослідження аеродинамічних ефектів.
	Наукові дослідження та освіта	

## Фактори загроз

Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
Конкуренція з боку великих виробників	Впровадити власні сервіси "кастомізації" з нижчою ціною за рахунок масштабу	- Фокус на нішеві сегменти, де потрібна індивідуальний підхід до проблеми; - Побудова репутації експерта.
Удосконалення серійних пропелерів	Покращення характеристик масових пропелерів може знизити потребу в спеціалізованих рішеннях	- Розвиток унікальних можливостей (екзотичні геометрії, мультиматеріальний друк); - Акцент на швидкості прототипування.
Обмеження матеріалів	FDM-друковані пропелери можуть поступатися за міцністю	- Дослідження нових матеріалів; - Партнерство з виробниками філаментів;
Регуляторні зміни	промисловим	- Розвиток гібридних технологій. - Проактивне відслідковування змін регуляцій; - Побудова процесів документування та тестування.
Економічний спад	Зниження інвестицій у безпілотні технології через економічну кризу	- Диверсифікація портфоліо продуктів; - Фокус на сегменти з стабільним попитом (агро, безпека).

## Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	Прояв характеристики	Вплив на діяльність підприємства
Тип конкуренції: Монополістична конкуренція	Велика кількість виробників стандартних пропелерів, обмежена кількість гравців у сегменті індивідуальних рішень	- Можливість диференціації через унікальну технологію та методологію; - Акцент на якості та науковому підході. - Необхідність онлайн-присутності;
За рівнем конкурентної боротьби: Глобальний	Конкуренти присутні у різних регіонах. Основні виробники розташовані в Азії, Північній Америці та Європі	- Можливість дистанційного надання послуг проєктування; - Важливість швидкої доставки.
За галузеву ознакою: Внутрішньогалузева	Конкуренція в рамках індустрії компонентів для БПЛА	- Важливість технічної експертизи та репутації; - Участь у спеціалізованих виставках та конференціях.
Конкуренція за видами товарів: Товарно-видова	Конкуренція між різними типами пропелерів та методами виробництва	- Демонстрація переваг індивідуального підходу через кейс-стаді та порівняльні тести.
За характером конкурентних переваг: Нецінова	Конкуренція на основі технологічних характеристик, швидкості виробництва, можливості кастомізації	- Акцент на унікальності методології та науковій обґрунтованості; - Побудова експертного бренду.
За інтенсивністю: Помірна з тенденцією до зростання	У нішевому сегменті поки що невелика кількість прямих конкурентів, але інтерес до адитивного виробництва зростає	- Важливість швидкого розвитку та закріплення позицій; - Захист інтелектуальної власності.

## SWOT-аналіз

Сильні сторони (S)	Слабкі сторони (W)
<ul style="list-style-type: none"> <li>- Науково обґрунтована методологія з використанням CFD/FEA;</li> <li>- Врахування анізотропії матеріалу для максимальної міцності;</li> <li>- Швидкий цикл проєктування-виробництва;</li> <li>- Можливість створення унікальної геометрії;</li> <li>- Низькі витрати на прототипування;</li> <li>- Гнучкість та індивідуальний підхід.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Складність процесу, що вимагає спеціалізованих знань;</li> <li>- Обмеження матеріалів порівняно з промисловими композитами;</li> <li>- Нижча повторюваність характеристик;</li> <li>- Необхідність постобробки продукту;</li> <li>- Довший час виробництва порівняно з серійними пропелерами;</li> <li>- Обмеження розміру виробничого майданчика 3D-принтера.</li> </ul>
Можливості (O)	Загрози (T)
<ul style="list-style-type: none"> <li>- Зростання ринку дронів;</li> <li>- Розвиток нових матеріалів для 3D-друку;</li> <li>- Зниження вартості обладнання та програмного забезпечення;</li> <li>- Можливість партнерства з виробниками дронів.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Покращення характеристик серійних пропелерів;</li> <li>- Можливі регуляторні обмеження;</li> <li>- Обмеження технології FDM-друку;</li> <li>- Економічний спад може знизити попит;</li> </ul>

AK41m11.00.00.00.06

Лім. Маса Масшт.

Зм. Арк. N докум. Підп. Дата

Стартап-проєкт

1:1

