

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

Інститут Навчально-науковий механіко-машинобудівний
кафедра Технології виробництва літальних апаратів
Рівень вищої освіти – другий (магістерський)
Спеціальність – 131 «Прикладна механіка»
Освітньо-професійна програма «Технології виробництва літальних апаратів»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Антон ЛАВРІНЕНКОВ

«___» _____ 2025 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту

_____ Нємчинову Сергію Сергійовичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації

«Модернізація дрону літакового типу під виготовлення за допомогою 3Д друку методом «вази»»

науковий керівник дисертації _____ Сохан Дмитро Володимирович ас.

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

затверджені наказом по університету від «06» листопада 2025 р. № 4844-с

2. Термін подання студентом дисертації _____

3. Об'єкт дослідження Технологія виготовлення фюзеляжу дрона за допомогою 3Д друку методом вази.

4. Вихідні дані специфікація та модель безпілотної літальної апарату.

5. Перелік завдань, які потрібно розробити: Виконати літературно-патентний огляд джерел; розробити модифіковані моделі фюзеляжу, крил, хвостової частини в системі CAD; виготовити сегменти 3д друком методом «вази»; виконати складання моделі.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу Графічні зображення моделі літального апарата; записка обсягом 100 – 125 сторінок; презентація до 50 слайдів. Креслення сегментів моделі планера безпілотної літального апарата. Складальні креслення.

7. Орієнтовний перелік публікацій 1 тези

8. Консультанти розділів дисертації

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

9. Дата видачі завдання 26.09.2024

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Аналіз завдання	26.09.2024 – 15.10.2024	
2	Аналіз конструкції дрона	16.10.2024 – 31.12.2024	
3	Літературний огляд	01.01.2025 – 31.01.2025	
4	Виконання моделі крил	01.02.2025 – 31.03.2025	
5	Моделювання хвостової частини	01.04.2025 – 30.05.2025	
6	Моделювання фюзеляжу і кріплень двигунів	01.06.2025 – 31.07.2025	
7	Виготовлення деталей 3D друком і збирання моделі	01.08.2025 – 10.12.2025	
8	Оформлення пояснювальної записки та презентації	01.08.2025 – 30.11.2025	
9	Захист проекту	23.12.2025	

Студент

Науковий керівник дисертації

Сергій Немчинов

(Власне ім'я, ПРІЗВИЩЕ)

Дмитро СОХАН

(Власне ім'я, ПРІЗВИЩЕ)

АНОТАЦІЯ

Актуальність теми Масове використання безпілотних літальних апаратів у логістиці та оборонній сфері висуває жорсткі вимоги до собівартості та швидкості виробництва. Класичні методи часто є занадто дорогими або повільними. Одним із найбільш перспективних рішень є використання адитивних технологій, зокрема технологія моделювання методом пошарового плавлення, які дозволяють виготовляти складні деталі з мінімальною витратою часу та матеріалів.

Використання безперервного друку дозволяє виробляти тонкостінні конструкції безперервним шляхом, що в свою чергу зменшує час виготовлення, зменшує кількість розривів шарів деталі, а також дозволяє зменшити витрати матеріалу. Для безпілотних літальних апаратів ці переваги є критично важливими. Вони дозволяють знизити вагу моделі, покращити аеродинамічні характеристики та зменшити собівартість.

Об'єкт дослідження Процес безперервного 3D друку тонкостінних виробів.

Предмет дослідження Технологічні параметри технології виготовлення сегментів корпусу безпілотного літального апарату методом «вази», характеристики матеріалів придатних для безперервного друку, а також оптимальні параметри процесу друку та їхній вплив на якість виробів.

Мета роботи Метою цієї роботи є модифікація наданої моделі безпілотного літального апарату для виготовлення методом безперервного друку.

Методи дослідження

1. Проведення аналізу сучасних підходів до адитивного виробництва та їх застосування у виготовленні тонкостінних конструкцій для дронів, а також аналіз особливостей методу друку.

2. Виконання проектування модифікованої моделі дрона із застосуванням CAD-систем, а також симуляцію механічних навантажень для оцінки її стійкості та надійності.

3. Збірка частин корпусу і проведення практичного тестування

виготовлених зразків для визначення їхніх механічних властивостей.

Задачі дослідження

1. Проаналізувати методи адитивного виробництва, які використовуються для створення тонкостінних конструкцій.
2. Дослідити фізико-механічні властивості матеріалів придатних для друку методом "вази", й обрати оптимальні.
3. Модифікувати надані моделі до 3D-друку безперервним методом.
4. Встановити залежності між технологічними параметрами процесу друку та якістю виготовлення сегментів.

Наукова новизна одержаних результатів У дисертації проведено аналіз особливості застосування друку методом «вази». Розроблено повну модель безпілотного літального апарата, повністю адаптовану під технологію безперервного 3D-друку.

Практичне значення одержаних результатів На основі проведених досліджень створено модель безпілотного літального апарату який виготовляється методом «вази», і надано практичні рекомендації для налаштування 3D-принтерів у вигляді таблиць.

Особистий внесок здобувача Розроблено базову модель дрону для друку методом вази. Виконано підбір матеріалів придатних для реалізації технології.

Ключові слова *дрон, безпілотні літальні апарати, 3D-друк, FDM, метод «вази», адитивні технології, тонкостінні конструкції, аеродинаміка, CAD-моделювання.*

В роботі наведено: використаної літератури - 20, сторінок - 121, рисунків - 104, таблиць - 22.

ABSTRACT

Actuality of theme The widespread use of unmanned aerial vehicles in logistics and the defense sector imposes strict requirements on production cost and manufacturing speed. Traditional fabrication methods are often too slow or economically inefficient. One of the most promising alternatives is the use of additive manufacturing technologies, particularly fused filament fabrication, which enables the production of complex components with minimal time and material consumption.

The use of continuous printing makes it possible to manufacture thin-walled structures as a single uninterrupted path, which significantly reduces production time, minimizes the number of interlayer defects, and decreases material usage. For unmanned aerial vehicles, these advantages are critical: they help reduce the overall weight of the model, improve aerodynamic characteristics, and lower the manufacturing cost.

The object of research The process of continuous 3D printing of thin-walled components.

The research subject Technological parameters for manufacturing UAV fuselage segments using the “vase mode” method, the characteristics of materials suitable for continuous printing, and the optimal printing parameters along with their influence on product quality.

Purpose of work The aim of this work is to modify the provided UAV model so that it can be manufactured using continuous 3D printing.

Research methods

1. Analysis of modern additive manufacturing approaches and their application in producing thin-walled structures for drones, including a review of the specific features of the continuous printing method.
2. Design of the modified UAV model using CAD systems, accompanied by mechanical load simulations to evaluate structural strength and reliability.
3. Assembly of the manufactured fuselage segments and practical testing of the samples to determine their mechanical properties.

Research tasks

1. Analyze additive manufacturing methods used for producing thin-walled structures.
2. Investigate the physical and mechanical properties of materials suitable for vase-mode printing and identify the optimal ones.
3. Modify the provided models for compatibility with continuous 3D printing.
4. Determine the relationship between printing process parameters and the quality of manufactured segments.

Scientific novelty of the results The dissertation includes an analysis of the features and technological aspects of vase-mode printing. A complete UAV model adapted entirely for continuous 3D printing has been developed.

The practical significance of the results Based on the conducted research, a UAV model suitable for vase-mode fabrication was created, and practical recommendations for configuring 3D printers are provided in the form of tables.

The candidate's personal contribution A base UAV model for vase-mode printing was developed, and suitable materials for implementing the technology were selected.

Keywords: *drone, unmanned aerial vehicles, 3D printing, FDM, vase mode, additive manufacturing, thin-walled structures, aerodynamics, CAD modeling.*

The work contains: referenced - 20, pages: - 121, figures - 104, tables - 22.

ЗМІСТ

ВСТУП	13
РОЗДІЛ 1 Літературний огляд	14
1.1. Ознайомлення з технологією 3D друку	14
1.1.1. Друк методом «вази».....	16
1.2. Найпоширеніші матеріали застосовані в адитивному виробництві	17
1.3. Майбутні можливості адитивного виробництва	19
1.4. Конструктивні особливості безпілотних апаратів	20
1.5. Класифікація безпілотних апаратів	25
1.5.1. За експлуатаційними характеристиками.....	27
1.5.2. За конструкцією	28
1.5.3. За рівнем автономності	30
1.5.4. За типом двигунів	31
1.5.5. За паливною системою.....	32
1.6. Основні системи безпілотного літального апарату	33
1.7. Висновки до першого розділу	36
РОЗДІЛ 2 Конструкторсько-технологічний аналіз та технологія виготовлення планера дрона	37
2.1. Модель безпілотного літального апарату	37
2.2. Крило	38
2.2.1. Геометричні параметри.....	38
2.2.2. Аеродинамічний профіль.....	38
2.2.3. Розміри елеронів	39
2.3. Хвостове оперення	40
2.3.1. Конфігурація хвостового оперення	40

2.3.2.	Аеродинамічний профіль.....	41
2.4.	Вибір електронних модулів.....	41
2.4.1.	Вибір двигунів з пропелерами	42
2.4.2.	Вибір регулятора ходу ESC.....	44
2.4.3.	Вибір контролеру.....	45
2.4.4.	Вибір акумуляторної батареї.....	46
2.4.5.	Вибір сервоприводів.....	48
2.5.	Вибір матеріалу для виготовлення дрона	49
2.6.	Висновки до другого розділу	52
РОЗДІЛ 3 Побудова моделі планера дрона для виготовлення методом вази....		53
3.1.	Конструювання моделі дрона для виготовлення методом вази	53
3.2.	Визначення оптимальної форми внутрішнього заповнення сегментів моделей.....	54
3.3.	Модернізація моделей безпілотного літального апарату під друк методом «вази»	60
3.3.1.	Розробка моделі крила	60
3.3.2.	Модифікування моделі хвостового оперення.....	78
3.3.3.	Модифікування моделі фюзеляжу	80
3.3.4.	Створення моделей кріплень.....	83
3.4.	Схеми 3D друку отриманих моделей	86
3.4.1.	Схеми побудови сегментів крила	86
3.4.2.	Схеми побудови сегментів хвостової частини	90
3.4.3.	Схеми побудови сегментів фюзеляжу.....	94
3.4.4.	Схеми побудови елементів кріплень	98
3.5.	Розрахунок крила на міцність	99

3.6. Налаштування принтера для друку моделей	104
3.7. Огляд надрукованих деталей.....	110
3.8. Висновки до третього розділу	112
ОХОРОНА ПРАЦІ	113
ВИСНОВКИ.....	117
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ	118
СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ	121

Перелік умовних скорочень та позначень

БПЛА – Безпілотний літальний апарат
ABS – Акрілонітрил-бутадієн-стирол
ASA – Акрілонітрил-стирол-акрилат
CAD – Система автоматизованого проектування
CCW – Проти годинникової стрілки
CW – За годинниковою стрілкою
DLP – Цифрова обробка світлом
EBM – Електронно-променеве плавлення
ESC – Електронний регулятор ходу
FDM – Моделювання методом наплавлення
GPS – Глобальна система позиціонування
IMU – Інерційний вимірювальний блок
Li-Ion – Літій-іонний акумулятор
LiPo – Літій-полімерний акумулятор
LOM – Виготовлення методом ламінування
LW-PLA – Легкий полілактид
MCU – Мікроконтролерний блок
MJM – Багатоструменеве моделювання
NASA – Національний консультативний комітет з аеронавтики
PA – Поліамід
PC – Полікарбонат
PEI – Поліетеримід
PETG – Поліетилентерефталат-гліколь
PLA – Полілактид
SLA – Стереолітографія
SLM – Селективне лазерне плавлення
SLS – Селективне лазерне спікання
TPU – Термопластичний поліуретан

VTOL – Вертикальний зліт та посадка

ВСТУП

На сьогодні технології розвиваються великими темпами, та дозволяють впровадити нові виробничі методи. Дослідження та розробка здійснюються легко завдяки наявності та доступності інструментів. Однією з областей, де дослідження рухаються швидшими темпами в наш час є розвиток аерокосмічних інженерних технологій, зосереджених на проектуванні та моделюванні безпілотних літальних апаратів для різних застосувань. Безпілотні літальні апарати, не несуть на борту ні пілота, ні пасажирів. Значний інтерес викликає розробка дронів, які можуть експлуатуватися в різних умовах і автономно виконувати різні місії у віддалено доступних місцях. Широке використання дронів викликало інтерес в останні десятиліття, що призвело до винаходу багатьох моделей і різних типів, розмірів і ваги.

Важливою частиною виробництва безпілотних літальних апаратів є створення деталей, які мають поєднувати в собі високі міцнісні характеристики та низьку вартість. Одним із сучасних підходів для цього, є використання адитивних технологій. Безперервний 3D-друк, який ще називають «друк вазою», дає змогу виготовляти тонкостінні елементи з невеликою витратою матеріалу, зменшеною вагою, достатньою міцністю, а також підвищує швидкість виробництва.

Проте застосування цього методу у виробництві корпусів дронів ще перебуває на етапі досліджень. Основні завдання – це підбір оптимальних параметрів друку, вибір відповідних матеріалів та розробка конструкцій, які найкраще підходять для такого способу виготовлення.

Актуальність дослідження зумовлена необхідністю розробки інноваційних підходів до виробництва безпілотних літальних апаратів, які б відповідали сучасним вимогам.

РОЗДІЛ 1 Літературний огляд

1.1. Ознайомлення з технологією 3D друку

Метод пошарового наплавлення філаменту є найбільш поширеною технологією адитивного виробництва завдяки її економічній доступності та гнучкості у налаштуванні порівняно з альтернативними методами. Вона має потенціал змінити підхід до проєктування та виготовлення безпілотних літальних апаратів.

Згідно з визначенням, адитивне виробництво передбачає створення об'єктів шляхом нашарування матеріалу відповідно до цифрової 3D-моделі. Термін «3D-друк» часто використовується як синонім, хоча історично він не повністю відображає суть процесу. Адитивне виробництво принципово відрізняється від традиційних технологій тим, що ґрунтується на додаванні матеріалу, а не на його знятті. Сьогодні існує декілька технологій адитивного виробництва: FDM, SLA, DLP, SLS, MJM, SLM, LOM, EBM. Серед них FDM є найбільш поширеною завдяки доступності обладнання та прийнятній якості поверхні.

3D-друк став провідним методом виготовлення полімерних деталей у хобі-сфері та інженерній діяльності. Ця технологія дозволяє швидко створювати прототипи та складні конструкції, які важко або практично неможливо отримати за допомогою лиття під тиском або обробки на верстатах. Вона особливо ефективна для виготовлення деталей зі складною внутрішньою геометрією.

Сучасні підготовчі програми для 3D-друку відрізняються простим інтерфейсом і зазвичай не потребують глибокої підготовки користувача. Однак технологія має і недоліки: геометричні параметри та властивості матеріалу можуть суттєво змінюватися між деталями, особливо при друці великих виробів. Похибки розмірів можуть досягати більше міліметра, а усадка полімерів через температурні зміни може перевищувати два відсотки. Крім того, склад сировини та параметри друку значно впливають на механічні властивості та якість виробів. Навіть матеріали з однієї партії можуть проявляти різні характеристики. Для

точного виготовлення функціональних деталей необхідний ретельний підбір параметрів друку та можливість контролю якості.

Попри недоліки, розвиток матеріалів і обладнання сприяв широкому впровадженню адитивних технологій у різні галузі промисловості. Авіаційна галузь, що є консервативною через високі вимоги до надійності, також поступово впроваджує 3D-друк. При виготовленні компонентів для безпілотних літальних апаратів важливими є мала маса та висока механічна міцність. Орієнтація шару та орієнтація деталей під час друку суттєво впливають на міцність і жорсткість елементів конструкції.

Зростання доступності 3D-друку сприяло його активному використанню у виготовленні малих безпілотних апаратів. Основними перевагами є зменшення часу виробництва, можливість оптимізації структури, зниження маси, зменшення кількості складальних операцій, а також економне використання матеріалу. 3D-друк дозволяє інтегрувати в конструкцію канали, електронні елементи та інші функціональні елементи.

Проте існують і суттєві недоліки: порівняно низька швидкість друку, нерівномірність якості, можливі дефекти структури, труднощі в контролі внутрішніх порожнин та відсутність стабільної бази даних характеристик матеріалів для розрахунків на міцність. Крім того, розміри друкованих деталей обмежені габаритами принтера, що часто потребує розбиття виробу на фрагменти та подальшого їх склеювання.

Попри обмеження, можливе подальше зростання ролі 3D-друку у створенні безпілотних літальних апаратів. Для цього необхідні подальші дослідження щодо розширення номенклатури матеріалів, удосконалення параметрів друку та підвищення надійності конструкцій [1], [2], [3].

1.1.1. Друк методом «вази»

Друк методом «вази», або безперервний друк, дозволяє друкувати порожнисті тонкостінні конструкції. На відміну від традиційних методів 3D-друку, які часто призводять до видимого утворення шва, режим «вази» використовує безперервний спіральний рух для створення безшовної зовнішньої стінки.

В основі цього методу лежить унікальна техніка друку. Замість звичайного пошарового підходу, слайсер генерує G-code, який змушує екструдер рухатися безперервно по спіралі. Цей поступовий рух вгору створює порожнисту, одностінну структуру, яка зазвичай має суцільну основу, але не має верхнього шару.

Використання режиму «вази» може надати значні переваги для проектів 3D-друку. Усуваючи потребу у друці кількох периметрів стінок та внутрішнього заповнення, режим «вази» значно скорочує загальний час друку, дозволяючи ефективніше виготовляти моделі. Завдяки одностінній структурі, вироби, надруковані в режимі «вази», потребують значно менше філаменту порівняно з традиційними методами, що робить цей спосіб більш економічно вигідним. Безперервний спіральний рух екструдера забезпечує зовнішню поверхню без видимого шва, що суттєво покращує візуальну привабливість надрукованих об'єктів. Цей режим сумісний з широким спектром філаментів, від класичних PLA та PETG до спеціалізованих – TPU, LW-PLA, використання яких дозволяє реалізовувати різноманітні інженерні задачі.

1.2. Найпоширеніші матеріали застосовані в адитивному виробництві

Аналіз літератури показав, що філаменти PLA та ABS є типовими для виготовлення БПЛА, що визначило попередній вибір матеріалу для цього дослідження. Тим не менш, остаточний вибір визначається ретельним аналізом ринку та спеціалізованої літератури. У таблиці 1.2.1 наведено результати аналізу, зібрані з технічних описів виробників та науково-технічної літератури, з акцентом на характеристиках, суттєвих для виробництва БПЛА; терміни «температурна деформація» та «деформаційна нестабільність» визначають поведінку матеріалів під час друку та твердіння полімерного матеріалу.

Ця таблиця переважно містить механічні характеристики сировинних філаментів, оскільки властивості надрукованих матеріалів залежать від параметрів друку. Проте деякі характерні показники включені в таблицю повідомили про потрібне зниження міцності PLA на розрив порівняно з мінімальними значеннями, отриманими для сирих філаментів.

Таблиця 1.2.1. – Порівняння матеріалів для адитивного виробництва

Матеріал	ABS	PLA	LW-PLA	PETG	PEI	PC	PA	ASA
Переваги	Дешевий, легкий, гнучкий	Біорозкладний, сировина з відновлюваних ресурсів	Нетоксичний, хімічно стійкий	Стійкий до високих температур, займистості та хімічного впливу, висока міцність	Стійкий до високих температур, висока міцність	Висока міжшарова адгезія, стійкий до стирання та ударів	Стійкий до УФ, довговічний	Стійкий до УФ, довговічний
Недоліки	Деформації при нагріві, виділяє токсичні пари	Низька температура плавлення, крихкість	Низька температура плавлення та модуль пружності	Високе водопоглинання, складний у друці	Дуже дорогий	Потребує високої температури друку, схильний до деформацій	Високе водопоглинання, нестійкість форми	Нестійкість форми, високі вимоги до точності друку
Густина, г/см ³	1.04–1.12	1.20–1.26	0.42–1.20	1.27–1.28	1.17–1.34	1.19–1.20	1.10–1.25	1.05–1.07
Міцність на розтяг, МПа	32–52	31–41	10–43	47–50	54–104	55–92	55–63	42–50
Модуль пружності, ГПа	1.8–2.0	2.3–4.5	0.86–3.4	1.5–1.9	2.1–3.1	2.1–2.4	2.0–3.0	1.6–2.1
Температура плавлення, °C	210–240	150–160	150–160	–	–	228–280	189–194	130–141
Усадка, %	0.5–11	0.3–8.1	–5.8–7.8	0.3–12	20	0.8–1.0	0.5–8.1	0.5–0.8
Виділення токсичних газів	Так	Ні	Ні	Ні	Ні	Так	Так	Так
Ціна, €/кг	25–33	17–60	35–43	28–30	202–73	43–85	66–71	32–35

Усадка також може змінюватись залежно від параметрів виготовлення. Так, відомо про вдсятеро нижчі деформації, ніж в інших джерелах; однак, навіть зменшені, деформації усадки на 0.3–0.5% можуть суттєво змінити форму надрукованих деталей та спричинити залишкові напруження в матеріалі. Ці результати свідчать про необхідність попереднього виготовлення 3D-друкованих деталей, для адекватної характеристики показників, оскільки вони можуть відрізнятися від властивостей сировини [2], [3], [4], [5], [6], [7].

1.3. Майбутні можливості адитивного виробництва

Технології адитивного виробництва можуть кардинально змінити розробку БПЛА. Тому в цьому дослідженні було висунуто гіпотезу, що БПЛА можна друкувати за допомогою простих настільних принтерів та полімерних матеріалів. Ретельний аналіз механічних властивостей полімерних матеріалів, про які повідомлялося в літературі, визначив необхідність створення прототипів для адекватної характеристики опору 3D-друкованих деталей.

Потенціал LW-PLA для виробництва БПЛА є багатообіцяючим. Підвищення температури екструдера з 210 °C до 230 °C для LW-PLA зменшило вагу зразка на 20.6%, як і очікувалося з огляду літератури, але приблизно в чотири рази зменшило розрахункові напруження та модуль пружності надрукованого матеріалу, порівняно зі звичайним PLA. Тим не менш, розрахункові напруження у вісім разів перевищили теоретичну межу, що робить LW-PLA прийнятним для виробництва БПЛА, якщо дотримані обмеження по деформації. Однак, необхідна ретельна оптимізація параметрів друку та температури екструзії для забезпечення належного укладання шарів та конкретного розширення матеріалу, щоб вирішити проблему відносно низької міцності міжшарового з'єднання, характерної для легких матеріалів.

Зразки на вигин з перпендикулярною орієнтацією шляху друку фрагментів відносно площини вигину продемонстрували сприятливе пластичне руйнування через руйнування зони стиску. Цей механізм руйнування забезпечив значний залишковий опір навіть при вертикальних переміщеннях, що перевищували 30 мм. Таким чином, таке розташування рекомендується для виготовлення компонентів БПЛА, що працюють на вигин [1], [3].

1.4. Конструктивні особливості безпілотних апаратів

Безпілотний літальний засіб це літальний засіб, який не має пілота на борту та зазвичай називається дроном. Безпілотний літальний апарат може злітати, здійснювати політ і сідати без фізичної присутності пілота на його борту.

Він є складовою частиною системи безпілотного літального апарата, яка включає власне дрон, систему зв'язку між його компонентами та наземну станцію управління. Ці апарати можуть бути напів-автономними або повністю автономними та оснащені камерами, сенсорами, системами зв'язку чи іншими корисними навантаженнями. З 1950-х років безпілотні апарати перебували в центрі уваги військових досліджень. Окрім цього, останнім часом зростає інтерес до цивільного, державного та комерційного використання, включаючи моніторинг дорожнього руху.

Керування безпілотним літальним апаратом може здійснюватися за допомогою дистанційного керування людини-оператора, яка віддалено віддає команди на літальний апарат, або автономно з використанням автопілоту. Для управління орієнтацією літака під час польоту використовуються керуючі поверхні, які регулюють кути ристання, крену та тангажу.

Система керування безпілотним літальним апаратом розташована поза літальним апаратом, які можуть бути розташовані на землі, зокрема в точках старту, вздовж маршруту польоту чи в зоні цілі. Для обміну інформацією між апаратом та наземними пристроями використовується радіопередавач, що забезпечує стабільний зв'язок. Обсяг переданої інформації залежить від формату та ступеня стиснення зображень і може коливатися від пари до сотень мегабіт за секунду [8].

У Таблиці 1.4.1 наведені технології та системи, що використовуються при проектуванні безпілотного літального апарату. Перше, на що слід звернути увагу під час проектування літального апарату, це їхні механічні системи. Конструктор може проаналізувати ідею та мету, що будуть закладені в конструкційні особливості апарату. Наступним параметром при проектуванні є вибір матеріалів. Враховуючи, що джерело живлення в батареї обмежене легким матеріалом, як

правило, надається перевага при проектуванні, оскільки мала вага дрону забезпечує більшу тривалість польоту [9].

Таблиця 1.4.1 – Технології що застосовуються в розробці дронів

БПЛА	Механічні системи	Структурні
		Обчислювальні
		Виробничі
	Комунікаційні системи	Інтернет речей
		Штучний інтелект
		Навігація
	Матеріали	Металеві
		Неметалеві
		Легкі матеріали
	Електронні системи	Електродвигуни
		Управління
		Датчики

Іншим важливим аспектом проектування, який слід враховувати, є електричне обладнання, яке буде використовуватися для забезпечення стабільності та керування. Зазвичай ці функції реалізуються за допомогою системи дистанційного керування, яка має певні обмеження щодо дальності дії та тривалості роботи. У безпілотниках використовуються перетворювачі для виконання функцій керування, а електродвигуни застосовуються для створення тяги чи живлення. У більших апаратах джерелом енергії виступають двигуни внутрішнього згорання, що дозволяє збільшити вантажопідйомність і не обмежувати масу корисного навантаження.

Інша важлива частина, що використовується в сучасних БПЛА є обчислювальні технології, такі як Інтернет речей, штучний інтелект та машинне навчання. Для дронів, що виконують розвідувальні місії або завдання військового спостереження, застосування таких технологій є критично необхідним [8].

Проектування безпілотних літальних апаратів починається з визначення критеріїв і технічних характеристик, які зазвичай включають основні параметри

місії. Необхідно визначити корисне навантаження дрону, тривалість польоту, дальність та швидкість. На початковому етапі виконується попереднє планування, спираючись на аналіз аналогічних літальних апаратів, що дозволяє звужити коло можливих концепцій планера.

Наступним етапом є аналіз аеродинамічної ефективності обраної конфігурації. Потім здійснюється геометричний розрахунок, який забезпечує достатній обсяг для систем, та розраховуються структурні характеристики враховуючи розраховані навантаження. Метою проектування є створення безпілотної, який би був ефективним, маневреним і здатним виконувати завдання заданої місії.

За складом основних систем безпілотні літальні апарати подібні до пілотованих літаків, однак вони не потребують кабіни екіпажу, систем життєзабезпечення чи кліматичного контролю, що дозволяє зменшити вагу. Однак це компенсується потребою в сучасних системах навігації, управління та керування, які можуть бути досить складними, залежно від розміру апарата та рівня автономності.

Корисне навантаження, яке визначає основну мету безпілотної, також додає вагу. Наприклад, у місіях спостереження використовуються електрооптичні та інфрачервоні сенсори, а також системи зв'язку. В інших завданнях корисне навантаження може включати зброю для військових операцій, комерційні вантажі для логістики або засоби першої допомоги для рятувальних місій.

Максимальна злітна вага безпілотної літальної апарата може бути обчислена найпростішому вигляді за допомогою рівняння 1.1. Дальність польоту визначається формулою Бреге, рівняння 1.2.

Загалом ці рівняння підкреслюють важливість високопродуктивного дизайну, що включає низьку структурну вагу, ефективну аеродинаміку та високу продуктивність двигуна. Це дозволяє зменшити витрати пального, збільшити дальність і додати більше корисного навантаження для виконання місії [9].

$$W_{\text{взльоту}} = W_{\text{пустого}} + W_{\text{навантаження}} + W_{\text{палива}}, \quad (1.1)$$

$$R = \frac{V}{C_t} \frac{L}{D} \ln \frac{W_{\text{взльоту}}}{W_{\text{взльоту}} - W_{\text{палива}}}, \quad (1.2)$$

де C_t – питома витрата пального двигуна;

V – крейсерська швидкість;

L – підйомна сила.

В цілому існує два основні класи безпілотних літальних апаратів, які можуть використовуватися для візуального обстеження об'єктів: літальні апарати з фіксованим крилом та обертовим крилом.

Основні переваги та недоліки безпілотників з фіксованим та роторним крилом узагальнені у відповідній таблиці 1.4.2.

Таблиця 1.4.2 – Порівняння конструкції

Фіксоване крило	Гвинтокрил
+ Висока швидкість польоту	+ Маневреність у польоті
+ Опір вітру	+ Швидкий рух
+ Можливість літати на великі відстані/з тривалою витривалістю	+ Може зависати або залишатися нерухомим у повітрі
+ Залишається стабільним у повітрі	+ Потребує менше місця для зльоту/посадки
- Потребує великої площі для зльоту/посадки	- Невелика тривалість роботи акумулятора
- Великий розмір	- Менший опір вітру
- Менша доступність на ринку	- Складність у контролі стабільності

Літальні апарати з фіксованим крилом відзначаються простотою в експлуатації, великою дальністю польоту та ідеально підходять для спостереження за великими територіями. Вони також мають перевагу у можливості отримання зображень з великої відстані. Однак існує один недолік, для зміни напрямку польоту їм потрібно більше часу та простору, оскільки зміна курсу займає певний проміжок часу.

Роторні дрони мають менше обмежень і вимог до польоту, що дозволяє їх використовувати в міських умовах. Вони зазвичай оснащені системою двигунів, що керується електронною системою для забезпечення стабільності та можливості вертикального зльоту і посадки. Завдяки цьому вони є найкращим вибором для транспортування пристроїв на короткі відстані без потреби у великій площі для посадки. До переваг роторних безпілотників належить чудове керування і здатність зависати на місці. Недолік полягає у вібрації, яка виникає через їх конструкцію. У порівнянні з апаратами з фіксованим крилом, роторні безпілотні дрони забезпечують більш варіативне переміщення.

У порівнянні з літаками з фіксованим крилом, апарати з обертовими крилами забезпечують швидше переміщення, більшу різноманітність польотів та ефективно виконують горизонтальну фотозйомку у середніх за розміром ділянках. Завдяки високій гнучкості такі апарати можуть рухатися по всіх можливих осях, що робить їх корисними для візуального огляду вертикальних фасадів. Ідентифікація окремих поверхонь або елементів конструкції є ефективним інструментом для оцінки, наприклад, стану вертикальних фасадів або, для управління будівельним майданчиком.

1.5. Класифікація безпілотних апаратів

Таблиця 1.5.1 демонструє всебічну класифікацію, що відображає як різноманітність систем і їхніх можливостей, так і багатовимірність критеріїв для диференціації.

Таблиця 1.5.1 – Загальна класифікація систем БПЛА

Категорія		Маса, кг	Дальність, км	Висота польоту, м	Тривалість польоту, год
Тактичні	Мікро	<5	<10	250	1
	Міні	<20/25/30/150	<10	150-300	<2
	Ближнього радіусу (CR)	25-150	10-30	3000	2-4
	Короткого радіусу (SR)	50-250	30-70	3000	3-6
	Середнього радіусу (MR)	150-500	70-200	5000	6-10
	Середньої тривалості (MRE)	500-1500	>500	8000	10-18
	Низька висота, глибоке проникнення (LADP)	250-2500	>250	50-9000	0.5-1
	Низька висота, тривалий політ (LALE)	15-25	>500	3000	>24
	Середня висота, тривалий політ (MALE)	1000-1500	>500	3000	24-48
Стратегічні	Висока висота, тривалий політ (HALE)	2000-2500	>2000	20000	24-48
	Стратосферні (Strata)	>2500	>2000	>20000	>48
	Екзо-стратосферні (EXO)	TBD	TBD	>30500	-
Особливого призначення	Безпілотний бойовий літак (UCAV)	>1000	1500	12000	2
	Летальні (LET)	TBD	300	4000	3-4
	Декої (DEC)	150-250	0-500	50-5000	<4

Безпілотні літальні апарати можуть класифікуватися за різними параметрами: висота польоту, тривалість польоту, максимальна злітна вага тощо. У такому випадку безпілотні апарати розпізнаються за характеристиками, які можуть бути структурними, аеродинамічними або пов'язаними з іншими

аспектами. Визначення таких параметрів має важливе значення для конкретних застосувань. Деякі з цих критеріїв не мають суттєвого впливу на вимоги до безпеки системи, проте залишаються важливими з експлуатаційної, комерційної, правової чи інших точок зору [10].

Крім загальноприйнятих параметрів, класифікацію БПЛА було запропоновано Корченком і Ілляшем, які врахували 16 основних характеристик, таких як система управління, система живлення, тип літального апарата, тип крила та інші.

Такі підходи до класифікації надають розробникам і користувачам широкий спектр інформації про конструктивні та функціональні аспекти дронів, що допомагає обирати оптимальні рішення залежно від цілей використання та технічних вимог.

1.5.1. За експлуатаційними характеристиками

Безпілотні літальні апарати можливо класифікувати за різними експлуатаційними характеристиками. Вага, дальність польоту, тривалість роботи та навантаження на крило є важливими показниками, які відрізняють різні типи безпілотних літальних апаратів та слугують основою для систем класифікації.

Таблиця 1.5.1.1 – Класифікація характеристик БПЛА

Класифікація за вагою			
Категорія	Вага	Приклад	
Супер важкі	>2000 кг	Global Hawk Heavy	
Важкі	200 – 2000 кг	A-160	
Середні	50 – 200 кг	Raven	
Легкі	5 – 50 кг	RPO Midget Micro	
Мікро	<5 кг	Dragon Eye	
Класифікація за дальністю і тривалістю польоту			
Категорія	Тривалість польоту	Дальність	Приклад
Висока	>24 години	>1500 км	Predator B
Середня	5 – 24 години	100 – 400 км	Silver Fox
Низька	<5 годин	<100 км	Pointer
Класифікація за максимальною висотою			
Категорія	Максимальна висота	Приклад	
Низька	<1000 м	Pointer	
Середня	1000 – 10000 м	Finder	
Висока	>10000 м	Darkstar	
Класифікація за навантаженням на крило			
Категорія	Навантаження на крило (кг/м²)	Приклад	
Низька	<50	Seeker	
Середня	50 – 100	X-45	
Висока	>100	Global Hawk	

1.5.2. За конструкцією

БПЛА мають різні типи в сучасних застосуваннях, і кожен з них має унікальний дизайн. Загалом, безпілотники з фіксованим крилом спроектовані подібно до пілотованих літаків, включаючи основні конструктивні елементи, такі як фюзеляж, крило, горизонтальний і вертикальний стабілізатори. Крім того, вони мають додаткові компоненти, такі як закрилки, елерони, вінглети, кермо напрямку, висоти. Іншими словами, БПЛА з фіксованим крилом – це літальні апарати без кабіни.

БПЛА з обертовим крилом також називають дронами. Їх конструкції та структурні елементи значно варіюються. Структура дронів класифікується на основі кількості та розташування моторів, що визначає певну категорію мультикоптерів. Вони поділяються на різні конфігурації залежно від вимог: монокоптер, трикоптер, квадрокоптер, гексакоптер і октокоптер. Центральна частина дрона має різноманітні форми, наприклад можливе використання форми квадрату, кола, прямокутника.

За типом крила БПЛА виділяють фіксовані – літакового, з нерухомим крилом, та коптерного, з роторним крилом, типів, плаваючі (гібридні) – використовуються в конвертипланах. Тенденція розвитку безпілотних літальних апаратів спрямована переважно на використання літакового і вертолїтного типів порівняно з іншими моделями [10].

БПЛА з нерухомим крилом є більш енергоефективними в порівнянні з мультироторними. Це зумовлено створенням підйомної сили за допомогою аеродинамічних сил, що з'являються на поверхні крила під час руху з порівняно нижчими енерговитратами силової частини. Для зльоту дрони літакового типу потребують більшої початкової швидкості та співвідношення тяги до навантаження менше одиниці. Порівнюючи дрони літакового типу та дрони з обертовим крилом, з однаковим корисним навантаженням перший тип дронів є більш ефективними, оскільки така конструкція споживає менше енергії та має коефіцієнт тягового навантаження менше одиниці [8].

Мультироторні апарати базуються на принципі вертикального зльоту та посадки. Завдяки цій особливості вони здатні ефективно зависати над фіксованими точками, що робить їх ідеальними для застосування в зонах з певним покриттям стільникового зв'язку. Така можливість забезпечує оптимальну взаємодію з комунікаційними мережами та дозволяє виконувати завдання в конкретних географічних точках [8].

Тяга, створювана основним ротором, використовується не лише для підйому, а й для руху вперед. Це відрізняє багатороторні дрони від апаратів з фіксованими крилами, які не можуть зависати на місці. Завдяки цій конструктивній особливості багатороторні дрони мають перевагу в стабільності польоту, що дозволяє їм здійснювати точний моніторинг та виконувати спостереження з мінімальними відхиленнями.

Для мультикоптерів кількість гвинтів є дуже важливою характеристикою. Досі здавалося, що кількість гвинтів позначається на стабільності польоту. Очевидно, що коптери з 8 гвинтами літали набагато стабільніше 4-х і 6-ти гвинтових. Проте сьогодні розвиток алгоритмів польоту дозволяє на коптерах стабілізувати політ навіть у випадку відмови одного із гвинтів. Аналіз існуючих і перспективних автоматичних систем управління літальними апаратами вказує, що в умовах зростаючих вимог до функціонування малогабаритних літальних апаратів необхідно виконання польотного завдання з заданими показниками якості та підвищенням ймовірності повернення об'єкта.

В основі мультироторних літальних апаратів принцип вертикального зльоту і посадки, що дозволяє здійснювати зависання в фіксованому місці та забезпечує оптимальніше покриття стільниковим зв'язком в певних областях. Проте їх незначна в часі мобільність обходиться споживанням великої кількості енергії.

Основною проблемою багатороторних дронів є високе споживання енергії, що обмежує тривалість їх польоту. Високий рівень енергоспоживання є наслідком необхідності підтримувати апарат у повітрі шляхом постійної роботи всіх моторів. Це накладає обмеження на мобільність дронів і потребує додаткових ресурсів для підтримки тривалих місій.

Існують також гібридні БПЛА, які поєднують двигуни вертикального і горизонтального розташування. Такі апарати мають фіксовані або обертові крила і здатні ефективно переміщуватися в повітряному просторі. Вони можуть швидко досягати потрібної точки, а потім переходити в режим зависання завдяки гвинтам що розташовані у вертикальному положенні, що розширює їхні можливості для різних завдань [8].

1.5.3. За рівнем автономності

БПЛА також можна класифікувати за рівнем їх автономності. Вони демонструють автономність у виконанні певних функцій, і ця тенденція, ймовірно, продовжуватиме зростати. Рівні автономного управління запропоновані на основі вимог, таких як ситуаційна обізнаність, аналіз, координація, прийняття рішень та операційна здатність. Кожен рівень автономності визначається трьома факторами: ступенем незалежності від втручання людини, складністю місії та складністю навколишнього середовища [10].

Варто зазначити, що зі зростанням рівня автономності з'являтимуться нові регуляторні виклики. Системи з високим рівнем автономності можуть демонструвати недетерміновану поведінку, яка, ймовірно, буде забороненою відповідно до чинних регуляторних норм. Крім того, питання відповідальності за дії таких систем викликатиме додаткові занепокоєння, які потрібно буде вирішувати. У таблиці 4 наведено рівні управління.

Таблиця 1.5.3.1 – Рівні автономного керування з описом

Рівні	Опис рівня	Функції
0	Дистанційно керований літальний засіб	Керує польотом за допомогою даних, отриманих з бортової камери.
1	Виконання заздалегідь запланованої місії	Попередньо програмує місію або скасовує плани.
2	Змінювана місія	Виконує запрограмовані дії відповідно до стану та стану БПЛА.
3	Стійка реакція на помилки або події в реальному часі	Аналізує стан і зовнішні події БПЛА для виконання місії.
4	Адаптивний до помилок або подій літальний засіб	Відповідає за зовнішню обізнаність та обмін даними з дружніми системами.
5	Координація кількох транспортних засобів	Координує інформацію між БПЛА та наземними операціями за допомогою локальних сенсорів.
6	Співпраця кількох транспортних засобів	Відповідає за самостійне збирання даних без втручання з боку наземних систем.
7	Аналіз бойової обстановки	Виконання індивідуальних завдань для досягнення цілей.
8	Єдина обізнаність бойової обстановки	Координує планування групових тактичних завдань, індивідуальне планування та вибір цілей.
9	Розподілена обізнаність бойової обстановки	Розподіляє планування групових тактичних завдань та вибір цілей.
10	Повністю автономний	Самостійно виконує всі завдання без будь-якої допомоги або інформації.

1.5.4. За типом двигунів

Безпілотні літальні апарати знаходять використання в різних завданнях і потребують різних типів двигунів залежно від умов експлуатації. Можливе використання турбореактивних, двотактних, поршневих, електричних, та роторних двигунів. Використовуються конфігурації з переднім і заднім розташуванням двигунів.

Найбільше застосування знайшли електричні та поршневі типи двигунів. Розмір двигуна збільшується зі зростанням маси безпілотного апарату. Поршневі двигуни використовуються у важких та більших моделях, тоді як електричні – у легких та малих. Тривалість польоту та дальність дії також є категоріями

безпілотного літального апарату, на які впливає тип двигуна. Добре підібраний двигун підвищує тривалість польоту та дальність дії літального апарату [9].

1.5.5. За паливною системою

Паливна система безпілотних літальних апаратів поділяється на монозаправні та полізаправочні системи. Монозаправні літальні апарати заправляються одноразово в промислових умовах виробником на заводі й не передбачають додаткового обслуговування паливної системи. Полізаправочні літальні апарати допускають багаторазову заправку, яка може виконуватися у різних умовах: на землі, на борту морського судна, метод платформної заправки або навіть на борту пілотованого літального апарата, метод бортової заправки [10].

Збільшення кількості двигунів у літального апарату має як позитивні, так і негативні наслідки. З одного боку, це дозволяє підвищити вантажопідйомність апарата, що є важливим для виконання важчих завдань. З іншого боку, збільшується споживання енергії, що вимагає встановлення акумуляторів більшої ємності. При цьому скорочується тривалість польоту та зменшується радіус дії. Більша кількість двигунів також ускладнює керування апаратом і збільшує його розміри, що підвищує чутливість до поривів вітру.

Тип двигуна, встановленого на безпілотний літальний апарат, залежить від класу апарата. Легкі апарати зазвичай варто оснащувати електричними двигунами, які живляться від акумуляторних батарей. Вони забезпечують достатню тягу, прості в обслуговуванні та мають низький рівень шуму. Для середніх моделей доцільніше використовувати комбіновану систему, що включає електродвигуни разом із поршневими або роторними двигунами, що підвищує автономність і ефективність польоту.

Тип паливного бака є важливим конструктивним елементом. Літальні апарати з основним паливним баком використовуються для звичайних місій із передбачуваною тривалістю польоту. Натомість базово-резервні системи, що поєднують основний і додатковий резервний бак, забезпечують більшу

автономність та підвищують надійність апарата під час виконання тривалих або критичних завдань [10].

1.6. Основні системи безпілотного літального апарату

Безпілотні літальні апарати є складними авіаційними моделями, які виконують різноманітні завдання без участі пілота на борту. Їх робота залежить від кількох основних систем, які забезпечують управління, навігацію, зв'язок, живлення та виконання спеціалізованих функцій [10].

1) Система силової установки (Двигун). За типом системи силової установки безпілотні літальні апарати поділяються на електричні двигуни, та на двигуни внутрішнього згорання, також можливі випадки використання ракетних двигунів. Кожен із зазначених типів двигунів має свої недоліки, переваги та особливості. Поршневі, роторні, газотурбінні та реактивні двигуни, які працюють на рідкому паливі мають велику перевагу в експлуатаційному часі використання дрона без дозаправлення, що дозволяє виконувати завдання протягом тривалого часу, 8 – 10 годин.

У свою чергу безпілотні літальні апарати, які працюють на електродвигунах, в залежності від погодних умов і температури навколишнього середовища, можуть виконувати свої функції протягом 3 – 4 годин. Дрони з електричними двигунами є більш надійними та безпечними в експлуатації. Використання електричного двигуна дозволяє зменшити вагу, що покращує їхнє управління та маневрування, а також покращує амортизаційні функції під час посадки, що продовжує їх експлуатаційний час.

На електричних безпілотних апаратах в основному використовуються літій-полімерні батареї. Енергія, яка акумулюється в батареях, набагато менша ніж у двигунах внутрішнього згорання, проте електродвигуни є дешевшими у виробництві та легшими у експлуатації.

На сьогодні ведуться розробки по створенню безпілотних літальних апаратів на іонних двигунах. Іонний двигун є одним із типів електричного ракетного двигуна, що широко використовується в космічній сфері. Принцип його

роботи полягає в створенні ракетної тяги за допомогою іонізованого газу, що розігнаний до високих швидкостей в електричному полі. Основною перевагою цих двигунів є їх економічність та надвисокий термін безперервної роботи, що за деякими зразками становить понад три роки. Недоліками ж іонного двигуна порівняно з двигунами внутрішнього згорання є дуже слабка тяга.

2) Електронна (комп'ютерна) система управління. Безпілотний літальний апарат керується за допомогою бортового комп'ютера. На сьогоднішній день використовуються або відкриті операційні системи такі як Linux, або сучасні спеціалізовані оперативні системами реального часу, наприклад як QNX, VME, VxWorks, XOberon тощо.

Метою програмного забезпечення безпілотного апарату є отримання інформації від встановлених на дрон датчиків, які здійснюють управління системи силової установки та системи зв'язку з оператором. Основними датчиками, якими обладнується дрон, є пристрої зчитування зовнішньої і внутрішньої інформації та її порівняння між собою.

На сьогоднішній день широке поширення отримали технічні рішення, в яких бортовий комп'ютер та основні системи дрону мають єдину плату, що розміщена у єдиному корпусі. Процесор бортового комп'ютера має скорочений набір команд наприклад як архітектури RISCARM, на кшталт мобільного телефону, смартфона, планшета тощо.

3) Система зв'язку «телеметрії». Для зв'язку з безпілотним літальним апаратом та високошвидкісної передачі даних використовується командна радіолінія зв'язку. Як правило вона організовується на ультракороткій хвилі від 200 до 400 МГц, L (1 – 2 ГГц), S (2 – 4 ГГц), C (3,4 – 8 ГГц) та X (7 – 10,7 МГц) у межах діапазону прямої видимості. Для зв'язку на далекій відстані можуть використовуватися БПЛА-ретранслятори, а також засоби супутникового зв'язку. У безпілотних літальних апаратів що мають малі розміри також можуть використовуватися мережі мобільних операторів (2G покоління, що працюють на частотах 780 – 960, 925 – 960 МГц, або 1,7 – 2,2, 2,5 – 2,7 ГГц), мережі WiFi (2,4 –

2,5, 5,15 – 5,35, 5,65 – 6,425 ГГц), WiMAX Mobile (2,3 – 13,5 ГГц) та LTE (0,79 – 0,87, 1,7 – 1,8, 2,5 – 2,7 ГГц).

В безпілотному літальному апараті передбачено режим автопілотування у випадках, при яких команди з пульта управління не надходять до БПЛА. У цьому режимі безпілотний літальний апарат може виконувати як прості програми, на кшталт «повернення», «прямолінійний політ», «баражування», так й складні програми автоматичного польоту, які використовують попередньо закладені електронні карти місцевості та дані навігаційної системи.

4) Навігаційна система. Навігаційними системами, що використовуються на переважній кількості безпілотних літальних апаратів є супутникові радіонавігаційні системи. До найпоширеніших із них належать GPS/NAVSTAR (США), Beidou (BDS)/GNSS (Китай), Galileo (ЄС), DORIS (Франція), QZSS (Японія), IRNSS (Індія). Сигнали супутникових радіонавігаційних систем створюються на частотах в діапазоні від 1,1 до 1,6 ГГц. Як правило, прості навігаційні системи, що встановлюються на надлегких, малі БПЛА використовують інтегрований режим обробки сигналів від кількох сигналів супутникових радіонавігаційних систем, що забезпечує точність навігації від 1 до 2,5 м у горизонтальній площині та по висоті. На дронах більш складного компонування встановлюються елементи автоматичної навігаційної системи – акселерометри, гіроскопи, барометри, лазерні висотоміри. Середня точність авіаційних інерційних навігаційних систем є точність з похибкою в 1,4 км за 1 год польоту. Така точність досягається авіаційними інтегрованими навігаційними системами на основі лазерних або волокно оптичних гіроскопів. Але проблема полягає у тому, що їх маса становить від 8 кг, що унеможлиблює їх використання на малих безпілотних апаратах та ускладнює їх використання на середніх дронах. В результаті на надлегких, легких та малих БПЛА встановлюються простіші інтегровані навігаційні системи, які оснащуються акселерометром та гіроскопом. Але така навігаційна система без необхідної корекції супутникових радіонавігаційних систем, не в змозі здійснювати автоматичне обчислення пройденого шляху через високі швидкості гіроскопічного дрейфу. А тому

помилка подібних інтегрованих навігаційних систем, за умов відсутності коригувальних сигналів супутникових радіонавігаційних систем за 1 хв становить до 3 м по горизонталі і 2 м по висоті. Таким чином, ці навігаційні системи здатні без сигналів супутникових радіонавігаційних систем підтримувати прийняту точність польоту на рівні 100 – 150 м упродовж не більше 10 хв. При цьому, політ має здійснюватися без прискорення і маневрів. Прикладами такої мікро механічної інтегрованої навігаційної системи є пристрої Geo-iNAV, приблизна маса 3 кг.

Серед додаткових засобів підвищення автономності та точності навігаційних систем безпілотних літальних апаратів є встановлення барометра та лазерного висотоміра. Встановлення такого обладнання дозволяє підвищити точність визначення координат за рахунок використання додаткових каналів даних навігації, а також автоматичне створення маршруту польоту дрону за допомогою електронних карт місцевості, що містять барометричні дані або висотні профілі.

1.7. Висновки до першого розділу

В першому розділі проведено огляд літератури присвяченої адитивним технологіям та конструкціям безпілотних літальних апаратів. Розглянуто технології адитивного виробництва. Проаналізовано конструктивні особливості БПЛА, включаючи механічні, електричні системи та застосовані матеріали. Узагальнено підходи до класифікації безпілотників і описано ключові системи, що забезпечують їх функціонування. У частині, присвяченій 3D-друку, розглянуто технологію FDM, її переваги та недоліки, проаналізовано найпоширеніші полімерні матеріали PLA, ABS, LW-PLA та інші. Розглянуто перспективи застосування адитивного виробництва .

РОЗДІЛ 2 Конструкторсько-технологічний аналіз та технологія виготовлення планера дрона

2.1. Модель безпілотної літальної апарату

Об'єктом дисертаційної роботи є модернізація дрону літакового типу під виготовлення за допомогою 3D друку методом «вази». Модель була обрана через своє розташування двигунів, що дозволяють здійснювати зліт і посадку вертикально, без потреб у спеціально підготовлених поверхнях. Така особливість конструкції дозволяє розширити можливості застосування моделі в різних умовах [11]. Для створення власних моделей сегментів літального апарату, та для підготовки для друку методом «вази», застосовано початкову CAD модель дрона Titan Cobra VTOL, яку зображено на рисунку 2.1.1.

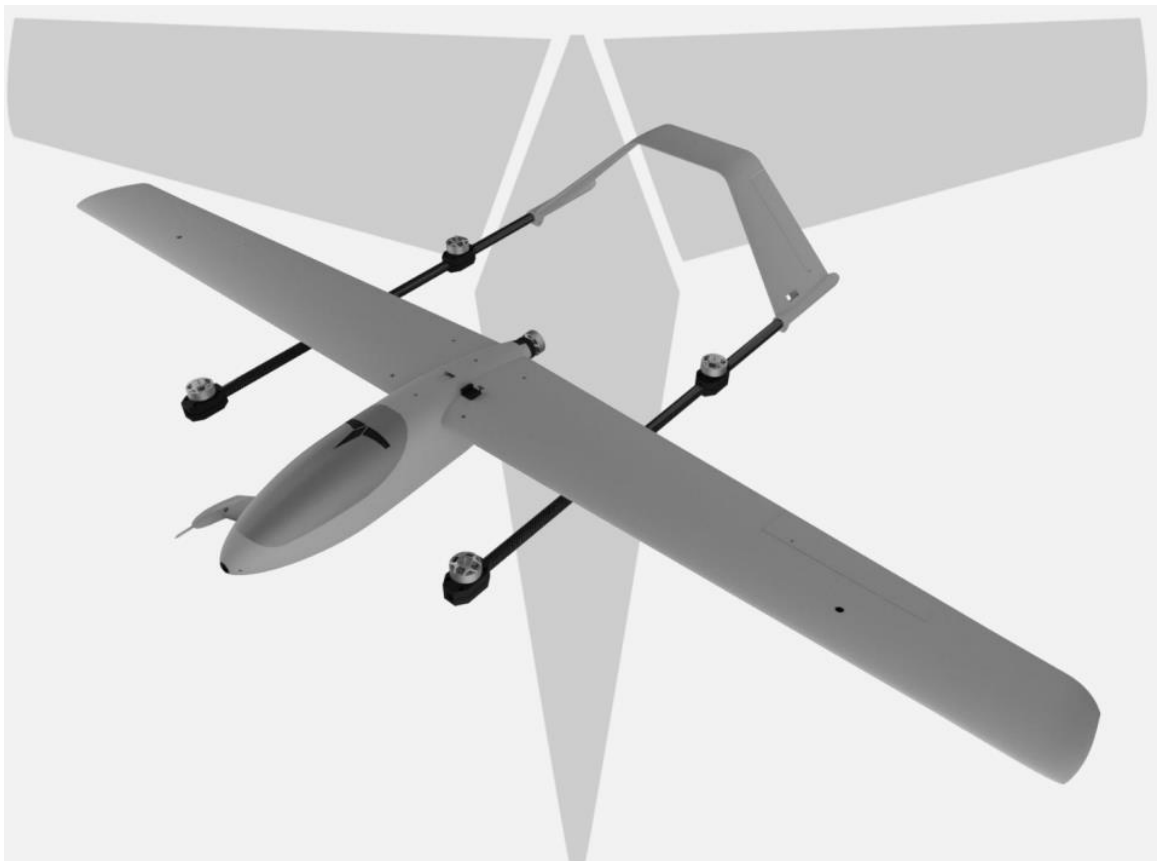


Рисунок 2.1.1 – Модель дрона Titan Cobra VTOL

2.2. Крило

2.2.1. Геометричні параметри

Обрана модель дрона Titan Cobra VTOL має форму крил із прямою передньою кромкою та звуженою задньою кромкою. Використання звуженої задньої кромки дозволяє змістити центр підйомної сили ближче до закінцівок, що теоретично має покращувати підйомну силу та знижувати ймовірність звалювання. Тобто такий профіль крил забезпечує високий коефіцієнт підйомної сили навіть при малих кутах атаки, що дозволяє збільшити питомі навантаження на конструкцію крила та зменшити розміри й масу конструкції.

На крилі наявна геометрична та аеродинамічна крутка. Геометрична крутка визначає поступове зменшення кута встановлення профілю від основи до кінця крила, а аеродинамічна досягається різними профілями на корені та закінцівках. Використана комбінація кручення профілів крила дозволяє рівномірно розподілити підйомну силу та зменшити згинальні моменти на силових елементах виготовлених з карбону, що фактично підвищує міцність і керування апарата [11].

2.2.2. Аеродинамічний профіль

Для побудови крила Titan Cobra VTOL застосовуються два різні аеродинамічні профілі NASA. Кореневим профілем крила в площині симетрії використано NASA 4412, зображений на рисунку 2.2.2.1, з довжиною хорди 220 мм. Біля закінцівки крила використовується профіль NASA 2412, зображений на рисунку 2.2.2.2, довжина хорди якого складає 117 мм. Така конфігурація забезпечує ефективну роботу елеронів, розташованих на кінцях крила, та формує аеродинамічну крутку в поєднанні з геометричною.

Завдяки використанню різних профілів на корені і кінці крила, підйомна сила розподіляється більш рівномірно, що зменшує згинальні моменти на лонжероні і оптимізує конструкцію.

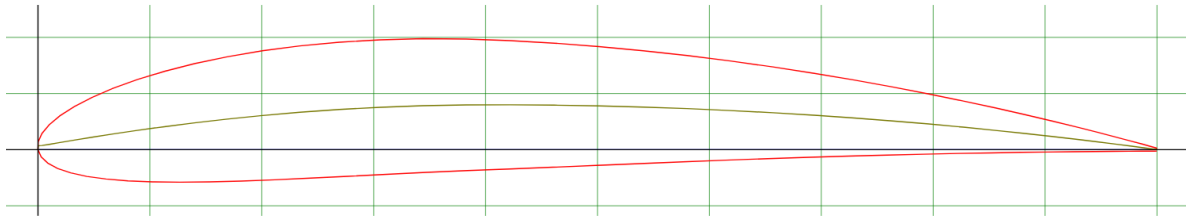


Рисунок 2.2.2.1 – Ескіз аеродинамічного профілю NASA 4412

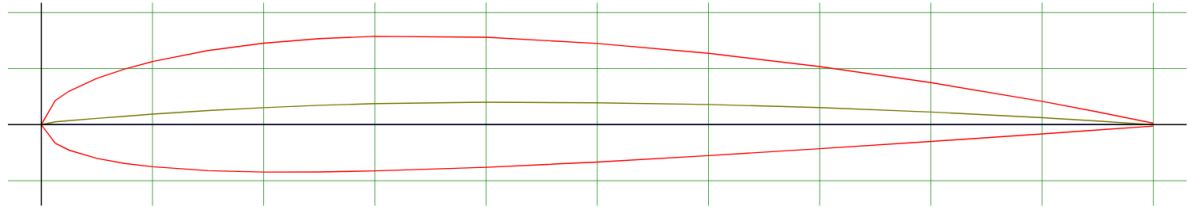


Рисунок 2.2.2.2 – Ескіз аеродинамічного профілю NASA 2412

Для обраної конфігурації Titan Cobra VTOL максимальне значення коефіцієнта підйомної сили до опору становить 16, що забезпечує ефективну витрату енергії двигунів та оптимальні льотні характеристики як під час вертикального зльоту та посадки, так і під час горизонтального польоту [11].

2.2.3. Розміри елеронів

Елерони, встановлені на крилі Titan Cobra VTOL, виконують функцію керування креном. Однак, також можлива зміна налаштування сервоприводів та додавання до елеронів функції закрилок, через що елерони перетворюються на флаперони.

Розташування елеронів у задній частині крила є типовим рішенням для апаратів літальних апаратів такого класу. Згідно з аналітичними розрахунками, загальна площа одного елерона становить приблизно 8,1 % площі крила що знаходиться у рекомендованому діапазоні для літальних апаратів малої авіації, 5–10 % від площі крила.

2.3. Хвостове оперення

2.3.1. Конфігурація хвостового оперення

В моделі Titan Cobra VTOL використано двобалкове обернене V-подібне хвостове оперення. Цей різновид класичного V-подібного хвоста вирізняється особливим розташуванням стабілізаторів під кутом відносно горизонтальної осі.

Схема V-подібного оперення дозволяє зменшити загальну площу керуючих поверхонь порівняно з традиційною T-подібною схемою, яка має окремі горизонтальні та елементи керування. Теоретично площу такого хвоста можна розрахувати за теоремою Піфагора, а кут розкриття визначити як арктангенс відношення вертикальної до горизонтальної складової. Проте дослідження NASA показали, що для збереження керованості та стійкості площа V-подібного хвоста має приблизно дорівнювати сумарній площі класичних стабілізаторів, що частково нівелює початкову ідею економії площі. Незважаючи на це, обрана V-подібна схема дозволяє зменшити опір між частинами конструкції дрона за рахунок меншої кількості стикових зон.

Обернуте V-подібне оперення має менше поверхонь керування, ніж класичний T-подібний хвіст. Це робить його легшим та зменшує індуктивний і паразитний опір. Зменшення кількості перетинів поверхонь з трьох до двох також знижує загальний опір та інтерференційні втрати. Основним обмеженням цієї схеми є можливий недостатній кліренс до землі, що вимагає ретельного підбору висоти хвостових балок.

Керування в такій конфігурації здійснюється комбінованими поверхнями, які поєднують функції руля висоти та руля напрямку. При синхронному відхиленні вони працюють як елерони, контролюючи кут тангажу, а при диференційному вони виконують функцію керма напрямку, змінюючи кут ристання апарату.

Подвійна конструкція хвостового оперення також сприяє оптимізації компонування фюзеляжу. Вона дозволяє перенести силову установку до задньої частини апарату або створити додатковий простір для реактивного двигуна

ближче до центру мас. Але використання такої схеми вимагає точнішого калібрування сервоприводів. На вантажних літаках балочний хвіст звільняє місце під двері вантажного відсіку [11].

2.3.2. Аеродинамічний профіль

Для побудови хвостової частини апарата використовується симетричний аеродинамічний профіль NASA 0009, ескіз якого зображений на рисунку 2.3.2.1.

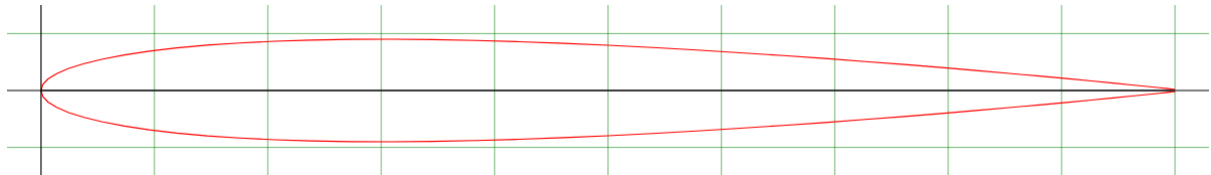


Рисунок 2.3.2.1 – Ескіз аеродинамічного профілю NASA 0009

Відсутність кривизни забезпечує однакові аеродинамічні властивості при від’ємних та додатних кутах атаки. Симетричні профілі, зокрема NASA 0009, є оптимальними для використання в елементах хвостового оперення, оскільки вони не створюють підйомної сили за нульового кута атаки. Така конструкція дозволяє уникнути появи небажаних аеродинамічних відхилень, які могли б порушувати баланс керування літаком. Завдяки цій особливості профіль забезпечує стабільність та ефективність роботи керуючих поверхонь, зокрема керма висоти та керма напрямку [11].

2.4. Вибір електронних модулів

Розробка безпілотного літального апарата вимагає ретельного підбору електронних компонентів, що забезпечують стабільність польоту, ефективність енергоспоживання та надійність керування.

У цьому розділі наведено склад основних електронних модулів, використаних у проєкті, із зазначенням технічних характеристик у вигляді таблиць. Для забезпечення можливості заміни елементів конструкції також наведено можливі альтернативи з аналогічними параметрами.

2.4.1. Вибір двигунів з пропелерами

Конструкція дрона вимагає використання чотирьох двигунів у вертикальному положенні і один двигун для горизонтального польоту.

Для вертикального зльоту та посадки обрано чотири безколекторні електродвигуни типорозміру 3510 700 kV (рисунок 2.4.1.1). В якості пропелерів для двигунів вертикального розташування рекомендовано застосовувати моделі 12×6 CW/CCW. У якості головного двигуна використано 4108 620 kV (рисунок 2.4.1.2) з встановленням пропелера моделі 13×8 CCW, що дозволяє підтримувати крейсерську швидкість у діапазоні 45–65 км/год. В таблицях 2.1 та 2.2 наведені основні характеристики рекомендованих двигунів.

В якості альтернативи можливе застосування двигунів з близькими параметрами, наприклад моделі 3508–3520 у вертикальному положенні та 4006–4112 в якості головного двигуна виробників T-Motor, SunnySky, EMAX, з пропелерами діаметром до 13 дюймів [11], [12], [13].



Рисунок 2.4.1.1 – Двигун 3510 700kv

Таблиця 2.4.1.1 – Характеристики двигуна MN3510-13 KV700

Параметр	Значення	Одиниця
Тип двигуна	безколекторний	-
Потужність	555	Вт
Оберти/вольт	700	кВ
Номинальний струм	25	А
Робоча напруга	14,8	В
Діаметр двигуна	42	мм
Довжина двигуна	29	мм
Діаметр валу	4	мм
Довжина валу	6	мм
Вага двигуна	97	г



Рисунок 2.4.1.2– Двигун 4108 600kv

Таблиця 2.4.1.2 – Характеристики двигуна 4108 600 KV

Параметр	Значення	Одиниця
Тип двигуна	безколекторний	-
Потужність	500	Вт
Оберти/вольт	600	кВ
Номинальний струм	20	А
Робоча напруга	29	В
Діаметр двигуна	41	мм
Довжина двигуна	8	мм
Діаметр валу	6	мм
Довжина валу	5	мм
Вага двигуна	122	г

2.4.2. Вибір регулятора ходу ESC

Для керування підйомними двигунами використано чотириканальний регулятор T-Motor F55A 4-in-1 (рисунок 2.4.2.1), з підтримкою протоколу BLHeli. Для горизонтального двигуна застосовано окремий регулятор ходу MS35A ESC BLHeli-S на 35 А (рисунок 2.4.2.2), який також сумісний з протоколом BLHeli. В таблицях 2.4.2.1 та 2.4.2.2 наведені основні характеристики регуляторів ходу.

У разі відсутності зазначених моделей можливе використання аналогів, зокрема Hobbywing XRotor, Foxeer Reaper або Matek ESC з номінальною напругою 35–55 А та підтримкою протоколів DShot або PWM [11], [14], [15].



Рисунок 2.4.2.1– Регулятор ходу T-Motor F55A 4-в-1

Таблиця 2.4.2.1 – Характеристики регулятора ходу T-Motor F55A 4-в-1

Параметр	Значення	Одиниця
Живлення	11,1 – 22,2	В
Номінальна напруга	55	А
Пікова напруга	75	А
Модуль живлення	імпульсний, 10/2	В/А
Протоколи керування	DSHOT1200; DSHOT150; DSHOT300; DSHOT600; Multishot; Oneshot125; Oneshot42; PWM	-
Охолодження	пасивне, повітряне	-
Розміри	45 x 41 x 7,3	мм
Вага	17,5	г



Рисунок 2.4.2.2 – Регулятор ходу MS35A ESC BLHeli-S

Таблиця 2.4.2.2 – Характеристики регулятора ходу MS35A ESC BLHeli-S

Параметр	Значення	Одиниця
Живлення	11,1 – 22,2	В
Номінальна напруга	35	А
Пікова напруга	45 (10 сек)	А
Модуль живлення	Відсутній, (OPTO)	В/А
Протоколи керування	Multishot; Oneshot125; Oneshot42;	-
Охолодження	пасивне, повітряне	-
Розміри	27 x 14 x 5,5	мм
Вага	7	г

2.4.3. Вибір контролеру

Рекомендовано використовувати контролер Matek F405-WTE (рисунок 2.4.3.1), який підтримує прошивку ArduPilot або ArduPlane та має інтегрований модуль телеметрії. Вибір зумовлений стабільною роботою з гібридними VTOL-платформами та розширеними можливостями налаштування й сумісності з додатковими модулями. В якості альтернативних варіантів можливо

використовувати інші плати з аналогічним функціоналом. В таблиці 2.4.3.1 наведено характеристики контролеру Matek F405-WTE [11], [16].

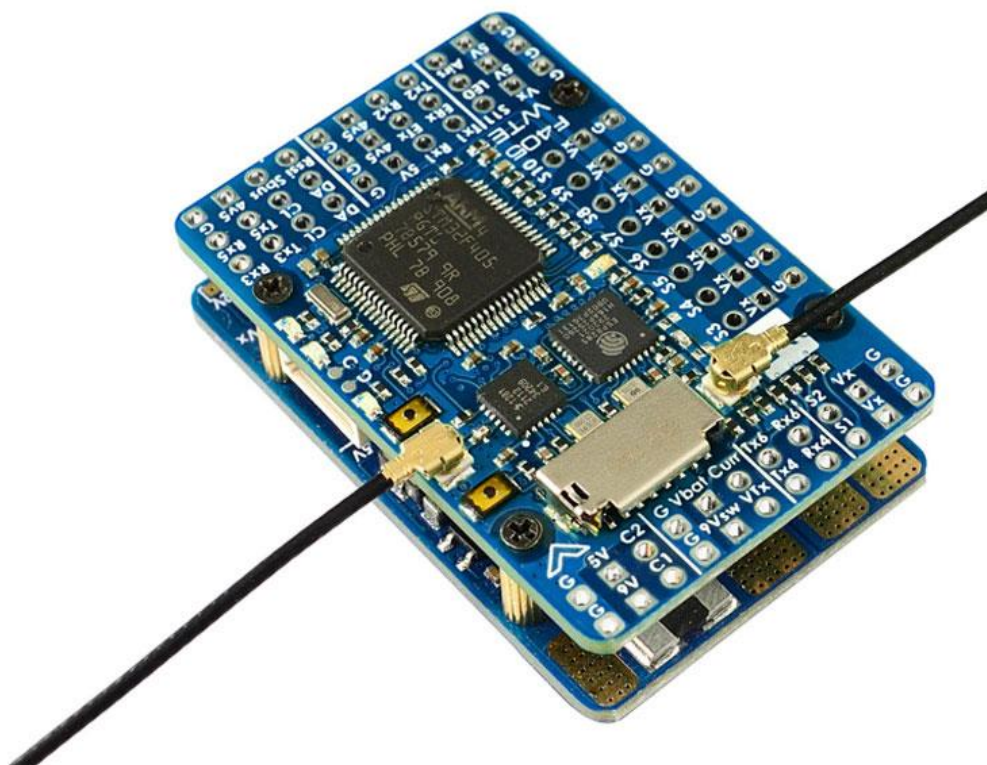


Рисунок 2.4.3.1 – Контролер Matek F405-WTE

Таблиця 2.4.3.1 – Характеристики контролеру Matek F405-WTE

Параметр	Значення	Одиниця
MCU	STM32F405RGT6, 168 МГц, 1 МБ Flash	-
IMU	ICM42688-P	-
Екранне меню	AT7456E	-
Баро	SPL06-001	-
Blackbox	роз'єм для карти MicroSD	од
Телеметрія	ESP WiFi (MAVLink, 14 дБм)	-
Приймач	ExpressLRS 2.4G	-
UART	6	од
Виходи шим	12	од
Розміри	44 x 29 x 12,7	мм
Вага	22 г	г

2.4.4. Вибір акумуляторної батареї

Базова конфігурація моделі передбачає використання акумулятору 4S LiPo ємністю 10 000 mAh (рисунок 2.4.4.1) для польотів. У разі необхідності

досягнення більшої дальності або тривалості польоту можливе застосування акумуляторної батареї Li-Ion 4S6P ємністю 24000 mAh (рисунок 2.4.4.2).

Також допускається використання альтернативних LiPo або Li-Ion акумуляторів напругою 14,8 В з відповідною ємністю та струмом розряду. В таблицях 2.4.4.1 та 2.4.4.2 наведені характеристики акумуляторних батарей [11], [17], [18].



Рисунок 2.4.4.1 – Акумуляторна батарея LiPo 4S 10000 mAh

Таблиця 2.4.4.1 – Характеристики акумуляторної батареї LiPo 4S 10000 mAh

Параметр	Значення	Одиниця
Ємність	10000	mAh
Робоча напруга	4S1P/14,8	В
Балансувальний роз'єм	JST-XH	-
Силовий роз'єм	XT90	-
Розміри	175 x 68 x 38	мм
Вага	875	г

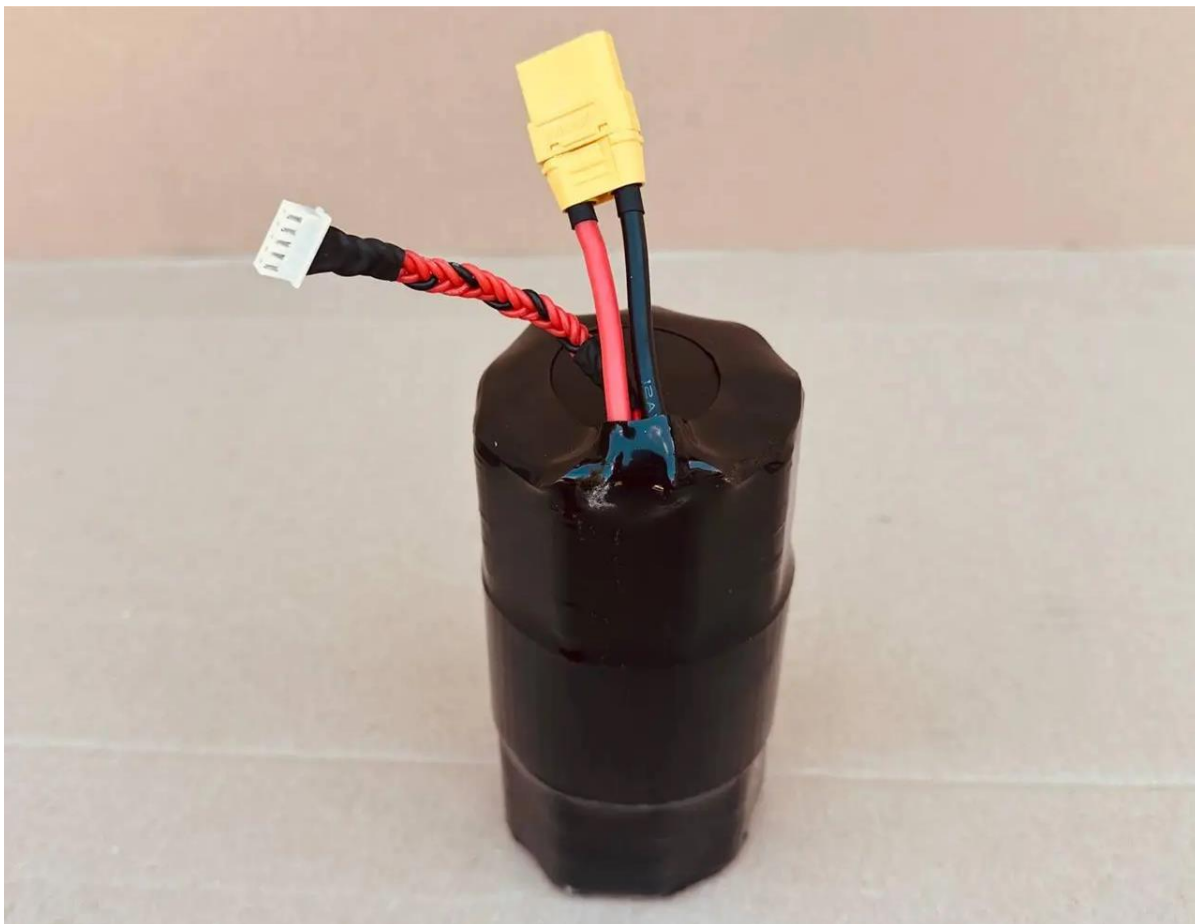


Рисунок 2.4.4.2 – Акумуляторна батарея Li-Ion 4S6P 24000 mAh

Таблиця 2.4.4.2 – Характеристики акумуляторної батареї Li-Ion 4S6P 24000 mAh

Параметр	Значення	Одиниця
Ємність	24000	mAh
Робоча напруга	4S6P/14,8	V
Балансувальний роз'єм	JST-XH	-
Силовий роз'єм	XT60H-F	-
Розміри	140 x 70 x 70	мм
Вага	1200	г

2.4.5. Вибір сервоприводів

Для керування елеронами та рулями тангажу і напрямку застосовано сервопривід моделі Emax ES08MAII (рисунок 2.4.5.1). Загалом в моделі застосовано чотири сервоприводи, два на елерони та інша пара на керування рулями висоти та напрямку. Дана модель сервоприводу має малі розміри і оснащена металічним редуктором. Дана модель поєднує невелику масу з необхідними характеристиками для даного класу апаратів. В таблиці 2.8 наведені характеристики обраного сервоприводу.

В якості заміни можливе використання аналогічних моделей за умови відповідності розмірам та напрузі живлення [11], [19].



Рисунок 2.4.5.1 – Сервопривід Emax ES08MAII

Таблиця 2.4.5.1 – Характеристики сервоприводу Emax ES08MAII

Параметр	Значення	Одиниця
Робоча напруга	4.8 ~ 6.0	В
Номінальний струм	200	мА
Швидкість обертання	0.12/60 при 4,8V 0.10/60 при 6V	с/г
Крутний момент	1.6 / 2.0	кг/см
Матеріал шестерні	метал	-
Тип двигуна	колекторний	-
Тип сервомашинки	аналоговий	-
Роз'єм	Futaba / JR	-
Розміри	23 x 11.5 x 24	мм
Вага	12	г

2.5. Вибір матеріалу для виготовлення дрона

Для виготовлення сегментів дрона методом безперервного друку було розглянуто можливі матеріали: PLA, його полегшений варіант PLA-LW та ASA Aero.

Пластик PLA є одним з найпоширеніших матеріалів у сфері адитивного виробництва, особливо для виготовлення деталей літальних апаратів. Його перевагами є низька температура друку та відсутність потреби у підігріванні робочої поверхні принтера. Також, на відміну від ABS, PLA не має неприємного запаху під час друку. Однак, пластики серії PLA є менш довговічними порівняно

з ABS або PETG і є сприятливими до нагрівання. Його не варто використовувати для деталей, які можуть бути зігнутими, перекрученими або часто падати.

Як PLA-LW так і ASA Aero широко застосовуються у 3D-друці деталей літальних моделей завдяки поєднанню легкості та задовільних механічних характеристик, однак кожен із них має свої особливості.

Філамент PLA-LW це композиційний матеріал на основі полілактиду, що містить хімічний спінювач. При нагріванні даного філаменту до температури активації спінюючого агенту відбувається хімічна реакція, що супроводжується виділенням газоподібних продуктів. Цей матеріал починає спінюватися при температурі 210–270°C, збільшуючи об'єм матеріалу на 122% при максимальній температурі до 270°C. Це дозволяє зменшити швидкість екструзії до 45%, створюючи легкі та конструкції з низькою щільністю за допомогою технології активного спінювання. Одна катушка PLA-LW еквівалентна 2,2 катушкам звичайного PLA завдяки коефіцієнту спінювання до 220%, що економить до 55% матеріалу. Швидкість та ступінь спінювання можна регулювати за допомогою налаштувань температури друку. Ступінь перетворення спінюючого реагенту у газоподібних продуктах залежить від температури та тривалості перебування розплаву у екструдері. В результаті термічного перетворення утворюється газополімерний композит, який охолоджуючись утворює тверду полімерну піну з полілактиду. В залежності від ступеня спінювання змінюється вміст газу та густина одержаної піни. В процесі спінювання відбувається збільшення об'єму матеріалу в 5 – 12 разів залежно від робочої температури. Крім того, PLA-LW забезпечує стабільну адгезію між шарами, добре працює у режимі друку вазою та не вимагає високих температур обробки, що робить його доступним для більшості FDM принтерів.

Його спінену структуру можна використовувати для друку предметів мистецтва, скульптур і також як опорний матеріал. Під час адитивного формування піною можливе зниження густини виробу, що може бути досягнуто шляхом зниження коефіцієнту екструзії в залежності від температури. Без зниження коефіцієнту екструзії зміна густини відбувається лише через

вивільнення газоподібних речовин. Крім того, PLA-LW забезпечує стабільну адгезію між шарами, добре працює у режимі друку вазою та не вимагає високих температур обробки, що робить його доступним для більшості FDM-принтерів.

Нещодавно з'явився альтернативний варіант легкому філаменту PLA, цей філамент називається ASA-Aero.

ASA-Aero є високоякісним філаментом на основі акрилонітрил-стирол-акрилату з інноваційною технологією спінення. Матеріал розроблений для створення легких, міцних і стійких деталей, що зберігають властивості під впливом ультрафіолету, води та підвищених температур. ASA Aero дозволяє знижувати масу виробів на 40–50 % порівняно зі звичайним ASA завдяки технології спінювання, яка активується зміною температури друку в діапазоні 240–280 °C. Матеріал формує матову поверхню з менш вираженими шарами, що може бути корисно для естетично важливих деталей. Разом із цим ASA-Aero має низку технологічних обмежень. Його щільність становить у середньому 0,99–1,24 г/см³, а для стабільного друку необхідно підтримувати підігрів платформи в межах 70–110 °C і температуру камери 40–60 °C. Більш того, перед використанням рекомендується сушіння матеріалу при температурі 60–80 °C протягом 8–12 годин, для уникнення дефектів структури.

Враховуючи специфіку роботи, було прийнято рішення використовувати комбінований підхід. PLA-LW обрано в якості основного матеріалу для виготовлення великогабаритних тонкостінних сегментів планера методом «вази». Цей матеріал є більш технологічно придатним для цього завдання, оскільки має нижчу щільність. Водночас, стандартний PLA буде використовуватись для друку твердотільних елементів: кріплень та інших силових деталей які друкуються не методом вази, до яких не вимагається мінімальна вага, але потрібна більша жорсткість та міцність, яку забезпечують його характеристики. Такий вибір підтверджується і подальшими налаштуваннями принтера, де передбачено режими як для PLA-LW, так і для звичайного PLA.

ASA-Aero демонструє перевагу лише у випадках, коли основним критерієм є довговічність і стійкість до зовнішніх впливів, наприклад, для деталей, що

тривалий час експлуатуються на відкритому повітрі під впливом сонячного випромінювання чи вологи [1],[8],[10],[11].

2.6. Висновки до другого розділу

У другому розділі проведено конструкторсько-технологічний аналіз моделі дрона. В якості об'єкта дослідження обрано базову CAD-модель дрона Titan Cobra VTOL. Проаналізовано конструктивні параметри оригінальної моделі, включаючи геометрію та аеродинамічні профілі крила – NASA 4412, NASA 2412, і хвостового оперення – NASA 0009. Виконано підбір основних електронних компонентів, необхідних для збірки апарату: двигунів, регуляторів ходу, польотного контролера, акумуляторних батарей та сервоприводів. Проведено порівняльний аналіз матеріалів PLA-LW та ASA Aero за результатами якого як основні матеріали для виготовлення елементів дрона обрано PLA та PLA-LW.

3.1. Конструювання моделі дрона для виготовлення методом вази

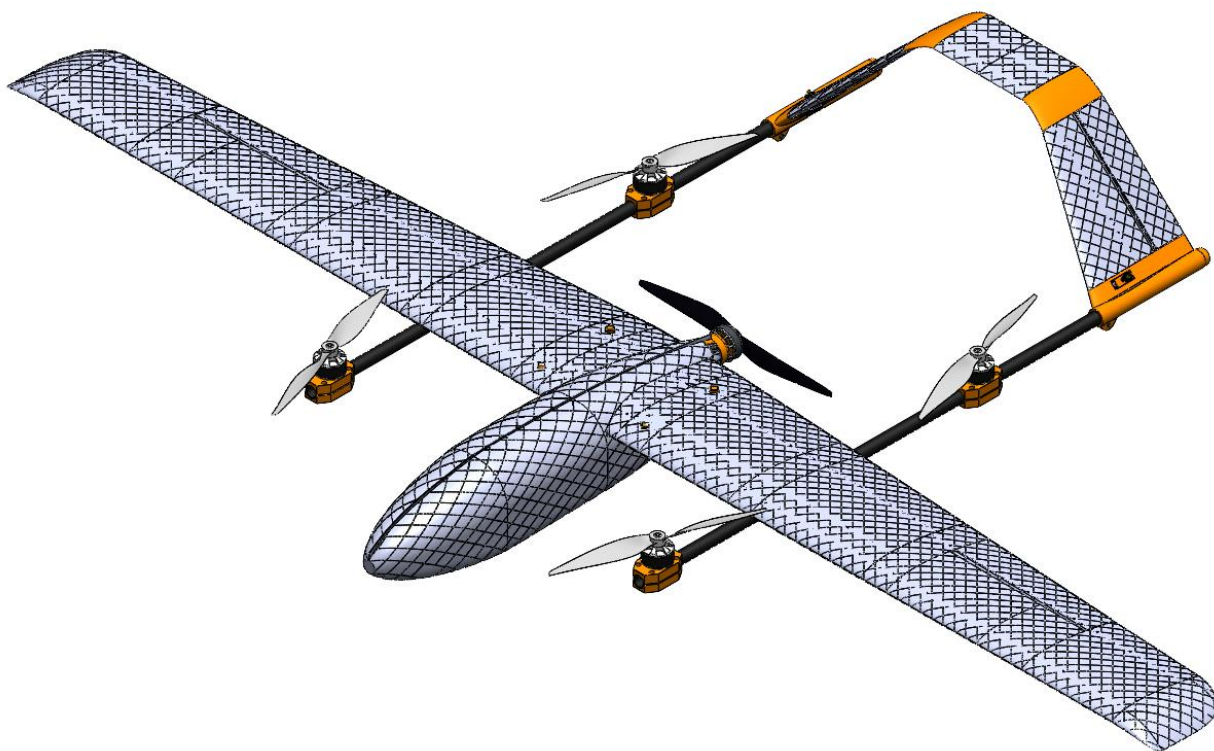


Рисунок 3.1.1 – Модель безпілотного літального апарату

Для виготовлення моделі дрона методом «вази» необхідно виконати перебудову початкових моделей. Розробка моделей сегментів для друку методом «вази» можлива в декількох варіантах, однак всі вони потребують підготовки моделі для формування шарів по спіральній траєкторії.

Перший підхід полягає у ручному моделюванні внутрішнього заповнення, що надає можливість точково контролювати кількість та форму внутрішніх елементів. Однак такий спосіб потребує значних витрат часу.

Другий підхід базується на створенні сітки перерізів, яка формує структурні елементи деталі та значно прискорює процес підготовки моделі до друку. Сітка перерізів створює структурні елементи по всій моделі сегменту, що дозволяє пришвидшити підготовку моделей. Саме цей варіант було використано в моїй роботі.

Під час підготовки сегментів крила, фюзеляжу та хвостового оперення до друку методом «вази» було застосовано програмне забезпечення SolidWorks

разом з додатком Quicksurface, та UltiMaker Cura. В SolidWorks було виконано перебудову поверхневих моделей в твердотільні моделі, а UltiMaker Cura використано для генерації схем побудови та візуального аналізу траєкторій друку.

Технологія друку методом «вази» вимагає саме повнотілу модель, на поверхні якої мають бути виконані розрізи, які формують собою внутрішнє заповнення для збільшення жорсткості деталі. Геометричні конфігурації перерізів, їх форми та кількість визначають параметри внутрішнього заповнення. Вони можуть бути як прості, у формі одинарних розрізів, так і мати більш складну комбіновану геометрію з поєднанням різних ескізів.

Для порівняння на рисунку 3.1.2 наведено вигляд моделі першого сегменту фюзеляжу, підготовленої для звичайного 3D друку, так і для друку методом вази.

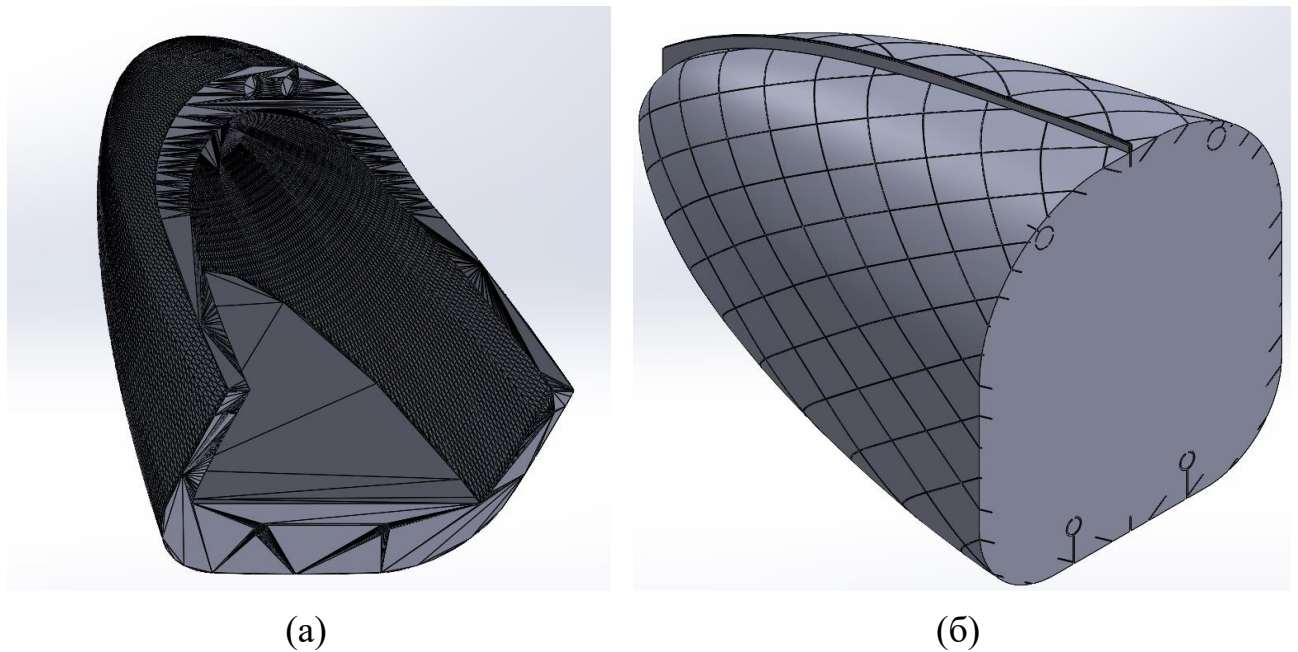


Рисунок 3.1.2 – Відображення моделей першого сегменту фюзеляжу:

а) для звичайного друку; б) для друку методом «вази»;

3.2. Визначення оптимальної форми внутрішнього заповнення сегментів моделей

З метою визначення оптимальної форми внутрішнього заповнення було проведено серію моделювань у CAD-системі із застосуванням різних варіантів поперечних перерізів. Було створено тестові моделі першого сегмента крила з

чотирма різними типами сіток: квадратною, трикутною, паралелограмною та створеної з кіл. Варіанти геометрії перерізів наведено на рисунках 3.2.1 – 3.2.4.

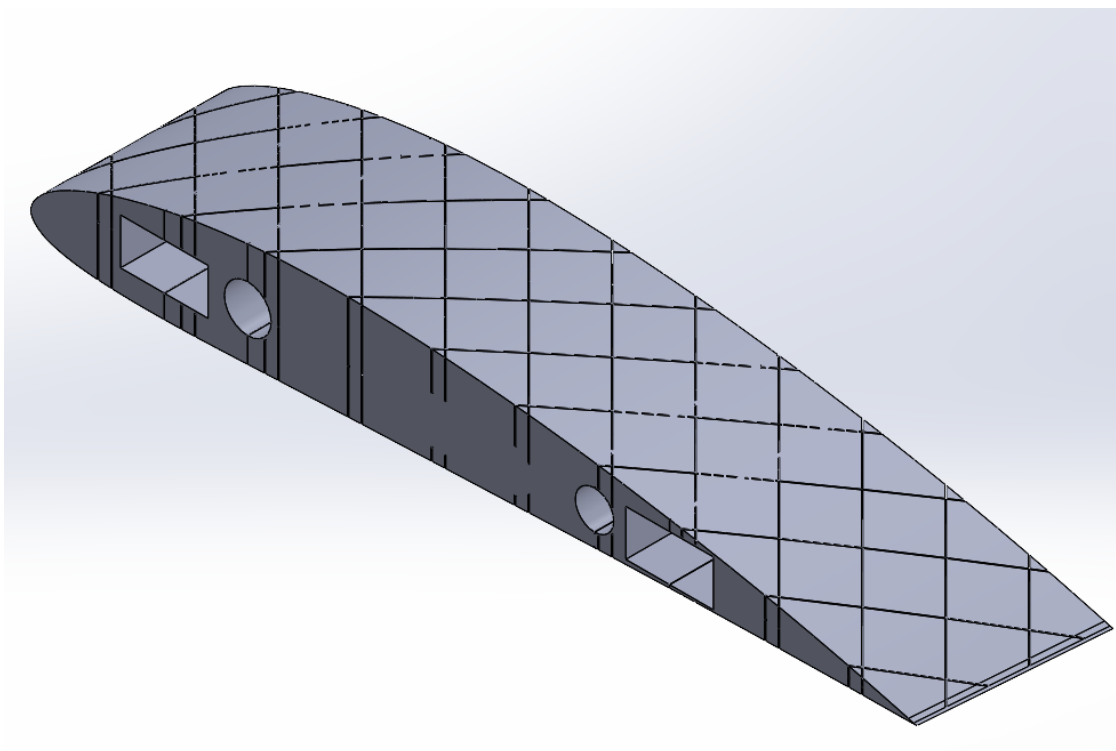


Рисунок 3.2.1 – Сітка з квадратів

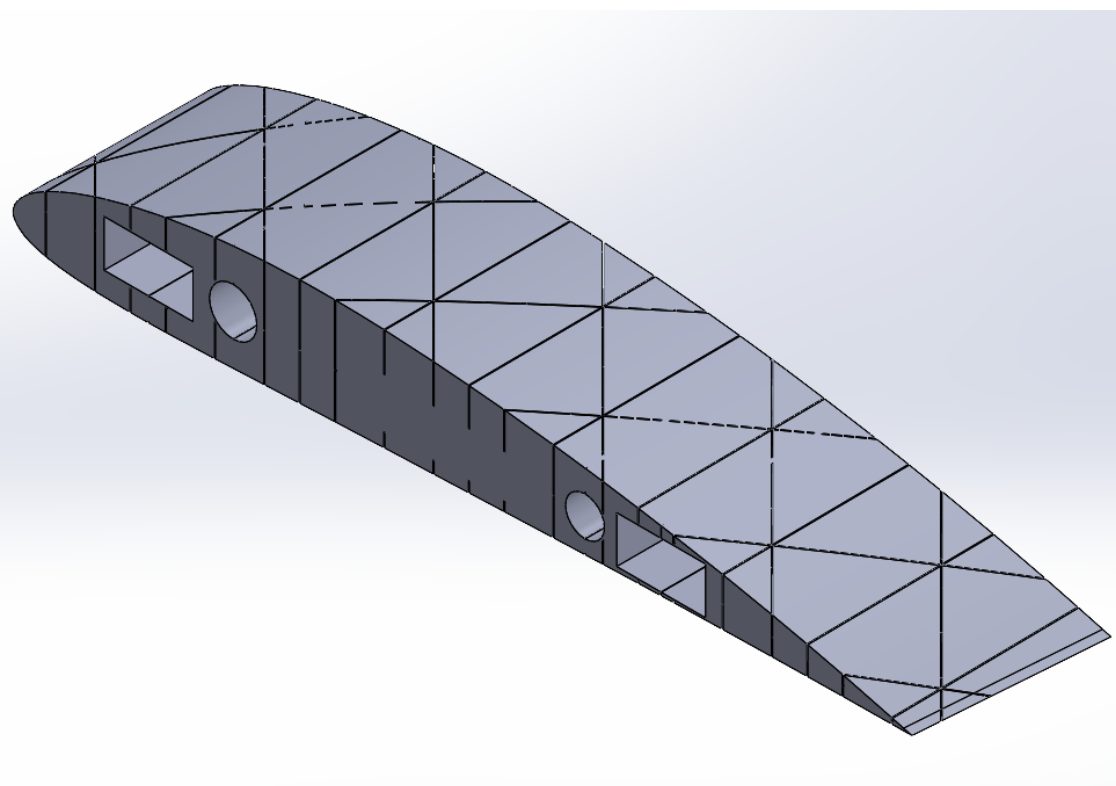


Рисунок 3.2.2 – Сітка з трикутників

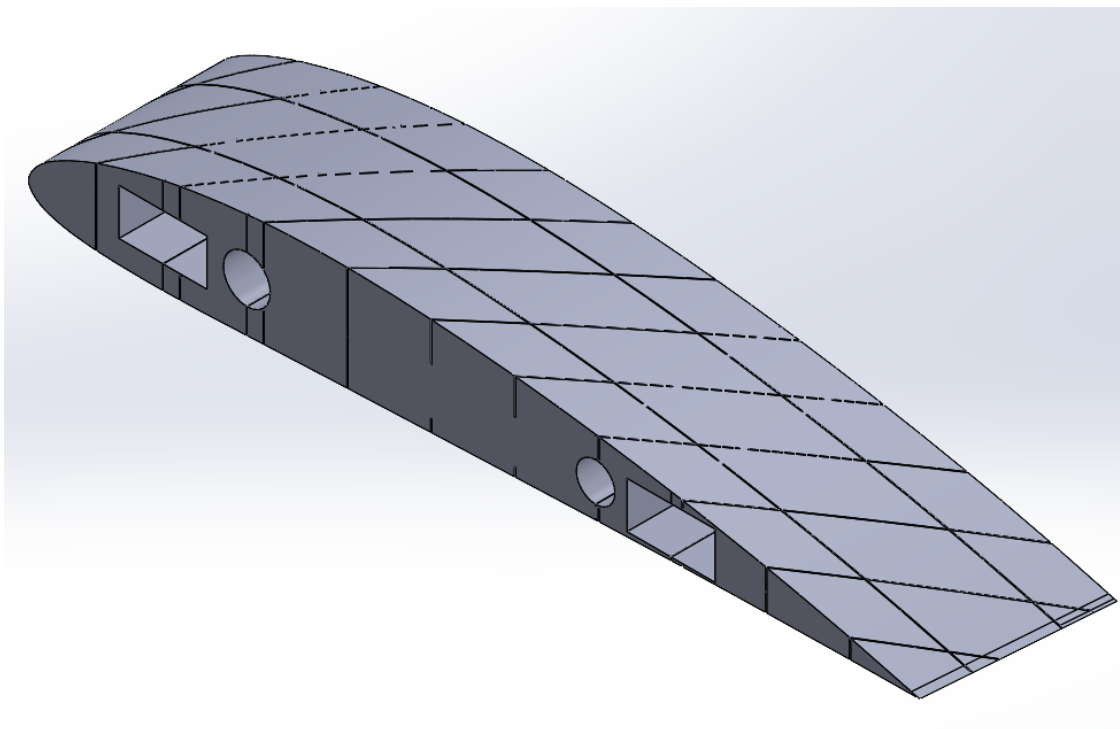


Рисунок 3.2.3 – Сітка з паралелограмів

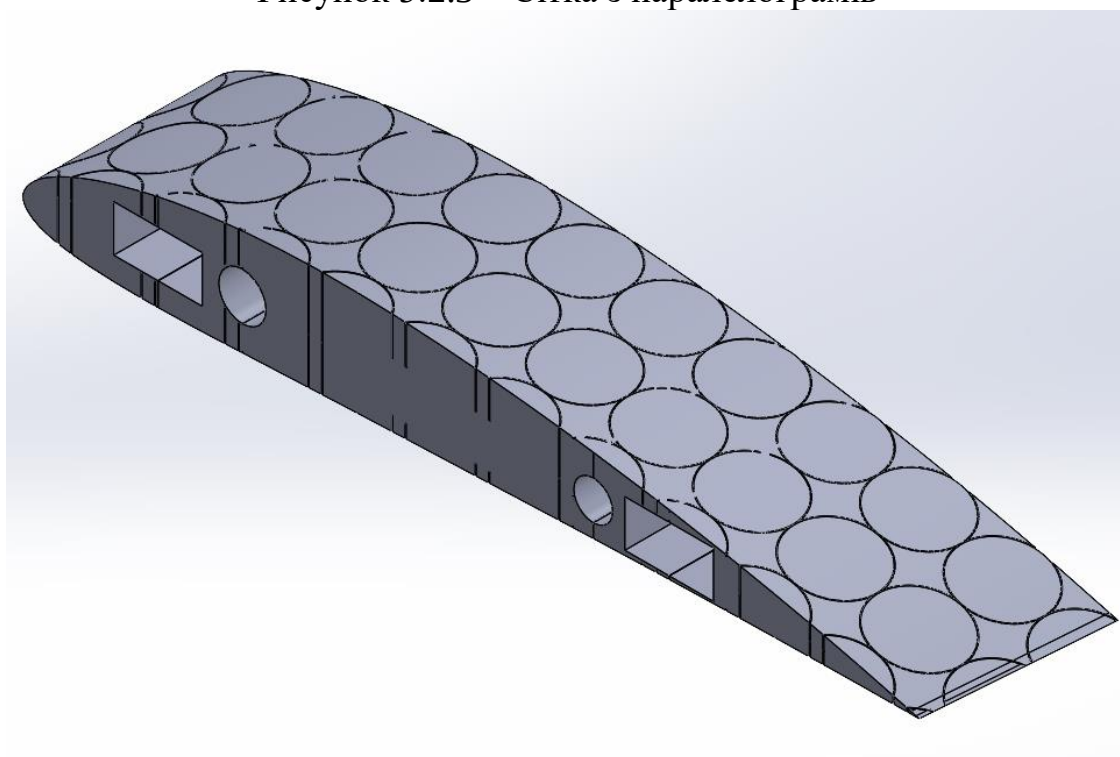


Рисунок 3.2.4 – Сітка з кіл

Після створення декількох варіантів моделей першого елемента крила з різними внутрішніми заповненнями вони були імпортовані в програмне середовище UltiMaker Cura для аналізу та налаштування параметрів процесу 3D

друку. Схеми побудови внутрішньої структури для кожного типу перерізу наведено на рисунках 3.2.5 – 3.2.8.

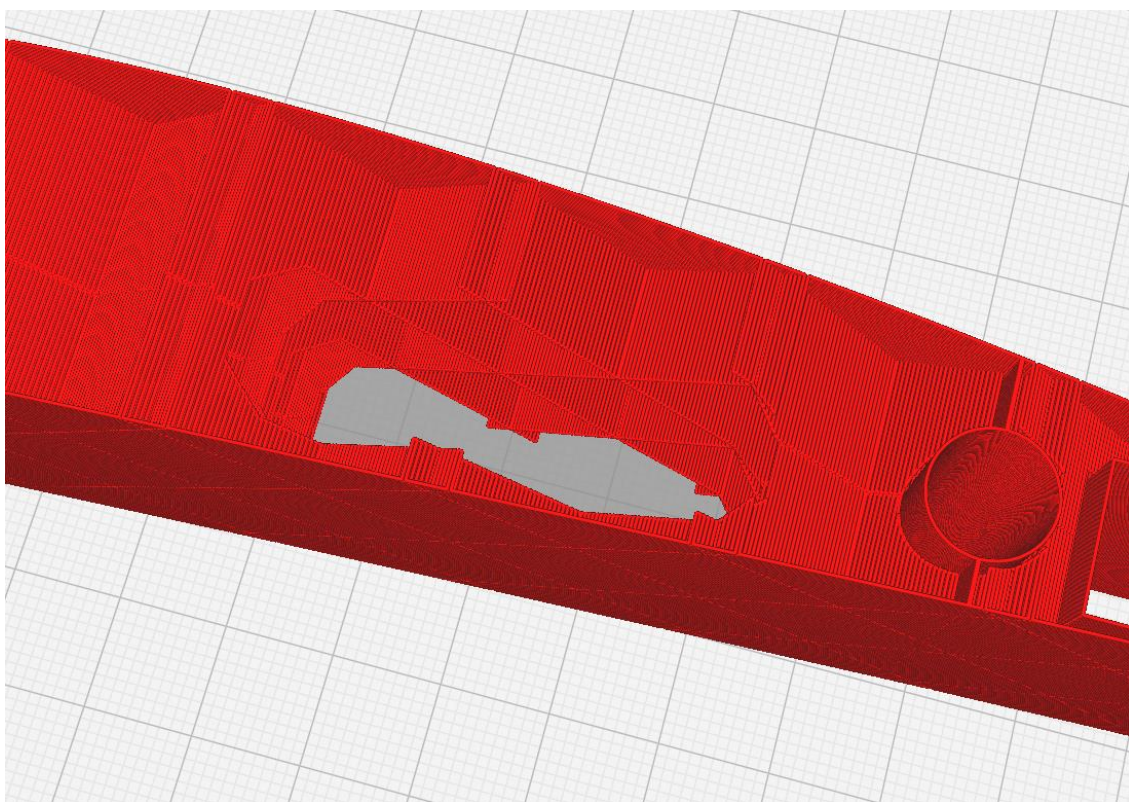


Рисунок 3.2.5 – Схема побудови перерізу з квадратів

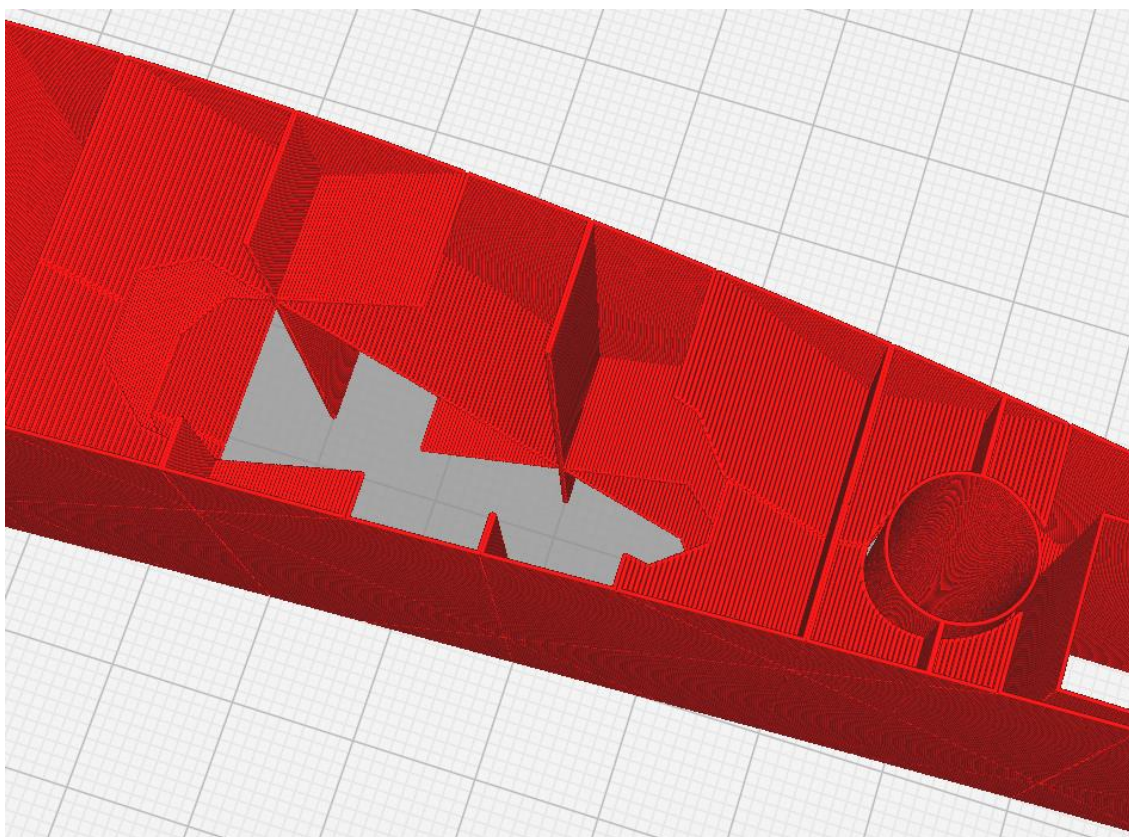


Рисунок 3.2.6 – Схема побудови перерізу з трикутників

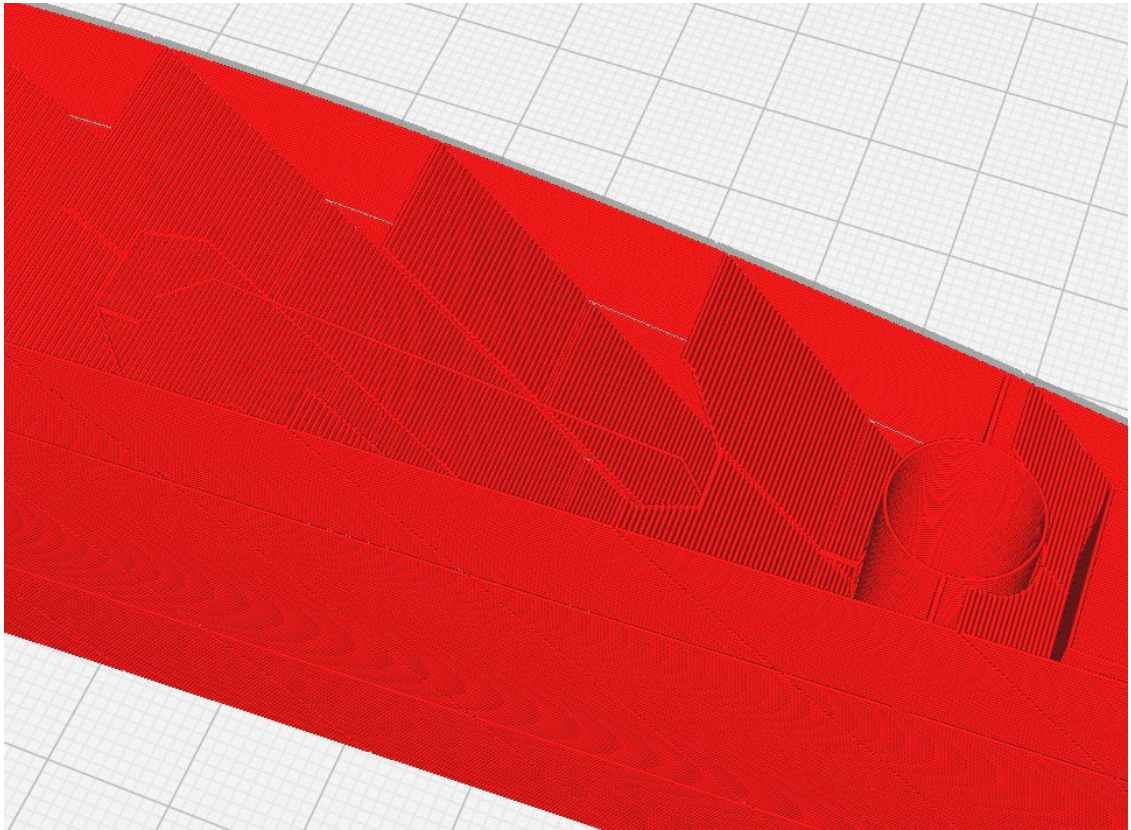


Рисунок 3.2.7 – Схема побудови перерізу з паралелограмів

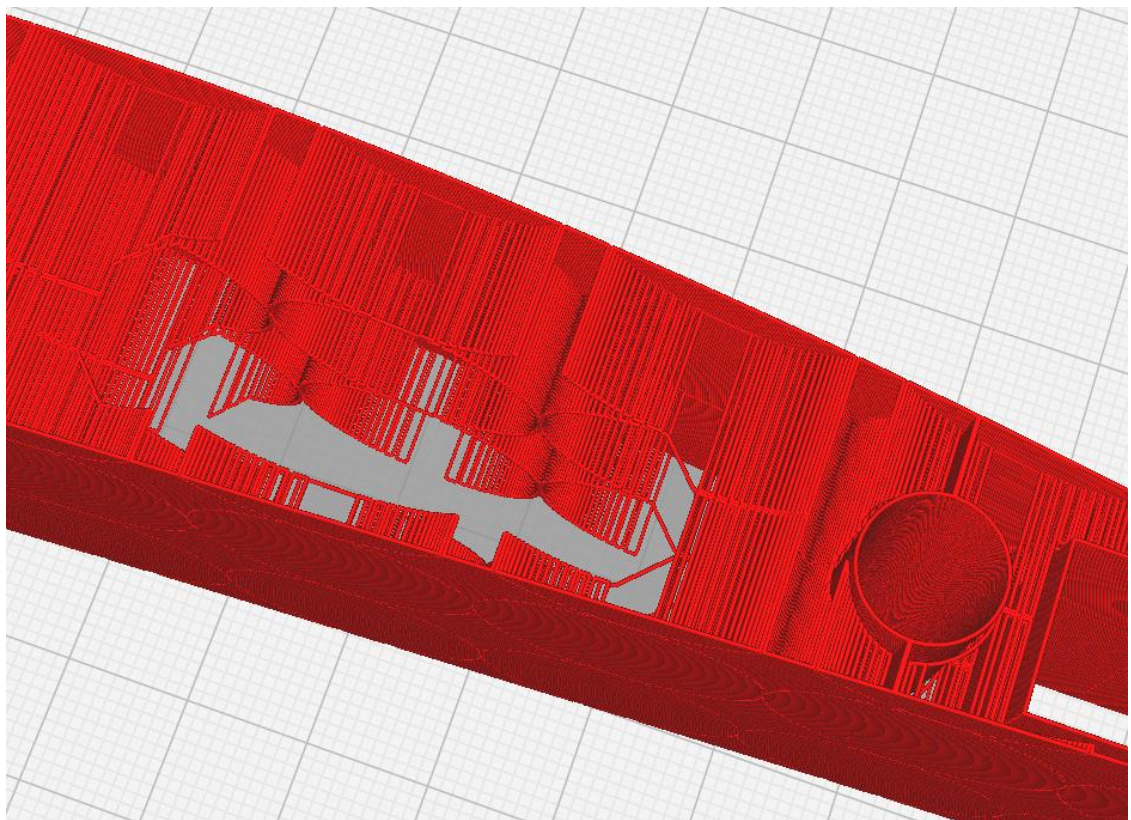


Рисунок 3.2.8 – Схема побудови перерізу з використанням кіл

1. Результати аналізу показали, що в першому варіанті, при використанні квадратної сітки, модель має оптимальну кількість структурних елементів. Що теоретично має забезпечувати раціональне співвідношення між міцністю сегмента і його масою.

2. Другий варіант, з трикутною сіткою, має меншу щільність структурних елементів, результатом чого можливе деформування поверхні крила між силовими елементами. Водночас трикутна форма дозволяє витримати більші навантаження, оскільки її сторони однозначно визначають кути, роблячи фігуру структурно стабільною і практично нечутливою до деформацій. Будь яка спроба змінити форму трикутника неминуче призведе до зміни довжини принаймні однієї сторони, що фізично неможливо без порушення цілісності конструкції.

3. Третій варіант з сіткою з паралелограмів має певні недоліки. На сегменті наявні горизонтальні дефекти у вигляді пропусків шарів, що сильно впливає на стійкість всього сегмента. Також паралелограм має недостатню міцність через свою недостатню стійкість.

4. Четвертий варіант використовує переріз з сіткою кіл. Через особливості геометрії заповнення, друк внутрішніх елементів починається в повітрі, що спричиняє деформації та часткове руйнування структури під час виготовлення.

За результатами проведеного аналізу моделювання першого сегменту крила у різних варіаціях, для подальшої роботи обрано варіант з використанням квадратної сітки в якості перерізу, яка є найбільш оптимальним вибором серед інших інтерпретацій. Таке заповнення моделі має просту геометрію, що також дозволяє більш легко конфігурувати моделі наступних сегментів при підготовці до друку методом «вази». Обраний варіант перерізу використовуватиметься на всіх елементах конструкції, крім моделей з складною геометрією.

З аналізу двох останніх варіантів додатково встановлено, що для забезпечення якісного друку переріз має бути направлений під кутом 45° до профілю сегменту, або розміщений вертикально в напрямку друку елементу, що

дозволяє рівномірне накладання шарів при 3D друці та запобігає друку шарів в повітрі.

3.3. Модернізація моделей безпілотного літального апарату під друк методом «вази»

Наступним етапом є розробка та модернізація 3D-моделей основних елементів планера: крила, хвоста, фюзеляжу та кріплень під специфічні вимоги технології друку методом «вази».

3.3.1. Розробка моделі крила

- **Модель крила, варіант А**

Підготовку моделей до друку методом «вази» було вирішено розпочати з крил безпілотного літального апарату через просту геометрію та розташування конструктивних елементів тільки в горизонтальному положенні. На рисунках 3.3.1.1 – 3.3.1.7 наведено перший варіант виконання моделі, яка не виявилася вдалою.

Зовнішню оболонку крила було створено шляхом витягування аеродинамічних профілів NASA, та наступним зшиванням отриманих поверхонь. Для заповнення крила було створено витягнуте тіло товщиною 1,2 мм, з якого було створено масив та обрізано під зовнішню поверхню крила. Виконано моделювання отворів.

Даний варіант було виконано більше для ознайомлення з моделюванням аеродинамічних поверхонь, роботою додатка Quicksurface, можливостей імпортування файлів координат точок профілів NASA та ознайомлення з методиками друку методом «вази», тому ще не планувалося ділення моделі на сегменти, які підходили до розмірів робочої зони 3D принтера. При завантаженні отриманої моделі в слайсер можна помітити велику кількість розривів, що суперечить обраній методиці друку деталей.

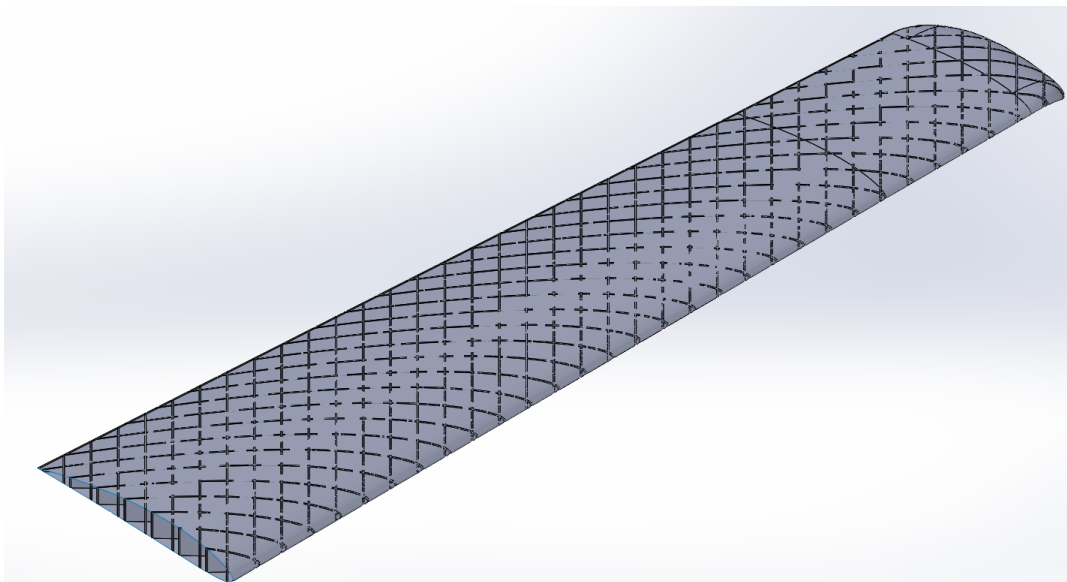


Рисунок 3.3.1.1 – Загальний вигляд моделі крила варіанту А

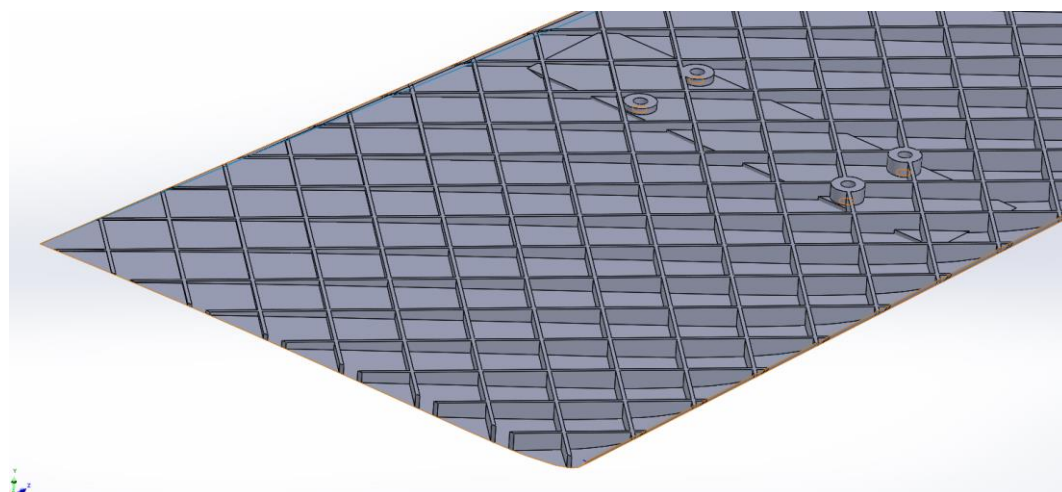


Рисунок 3.3.1.2 – Переріз моделі крила варіанту А

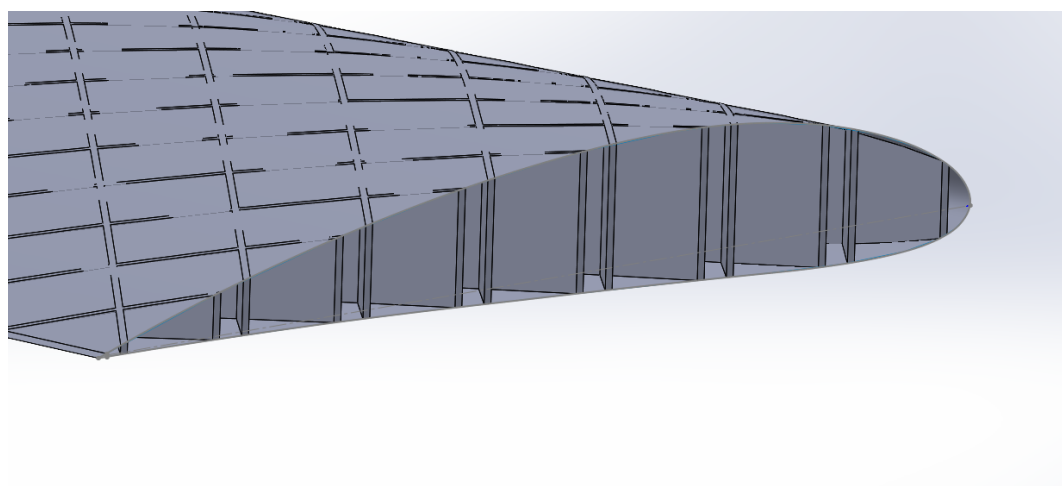


Рисунок 3.3.1.3 – Внутрішня структура моделі крила варіанту А

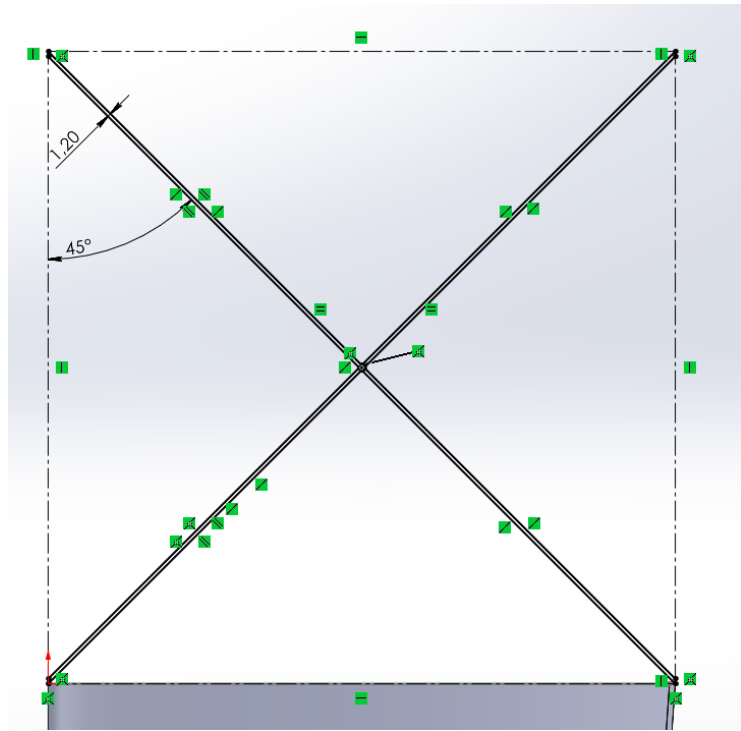


Рисунок 3.3.1.4 – Ескіз внутрішнього заповнення крила варіанту А

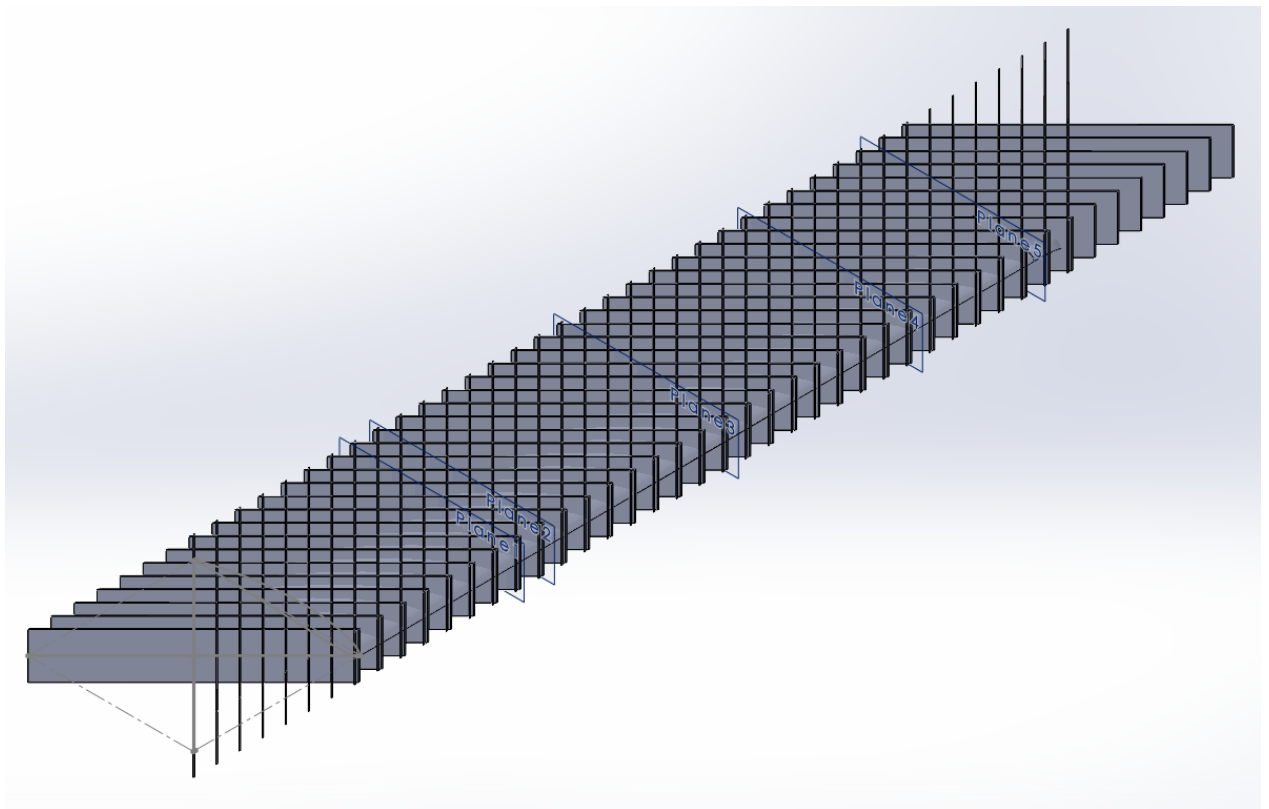


Рисунок 3.3.1.5 – Масив тіл внутрішнього заповнення крила

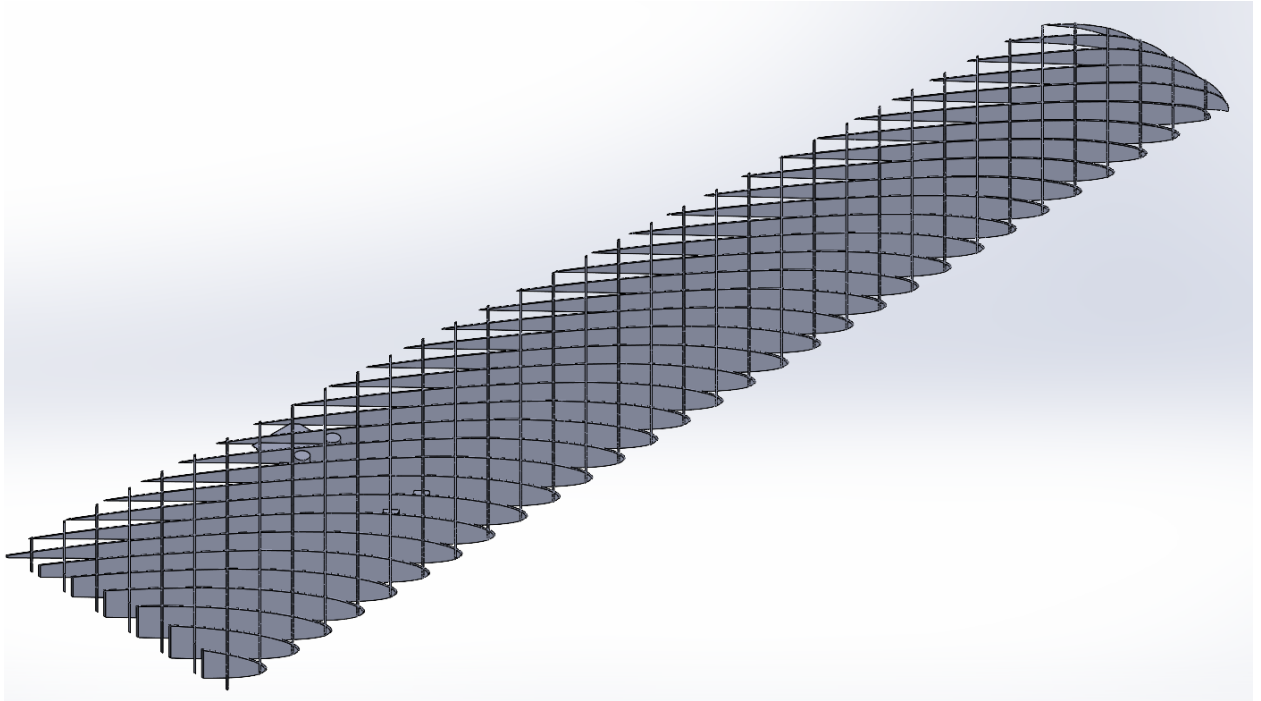


Рисунок 3.3.1.6 – Внутрішнє заповнення крила варіанту А

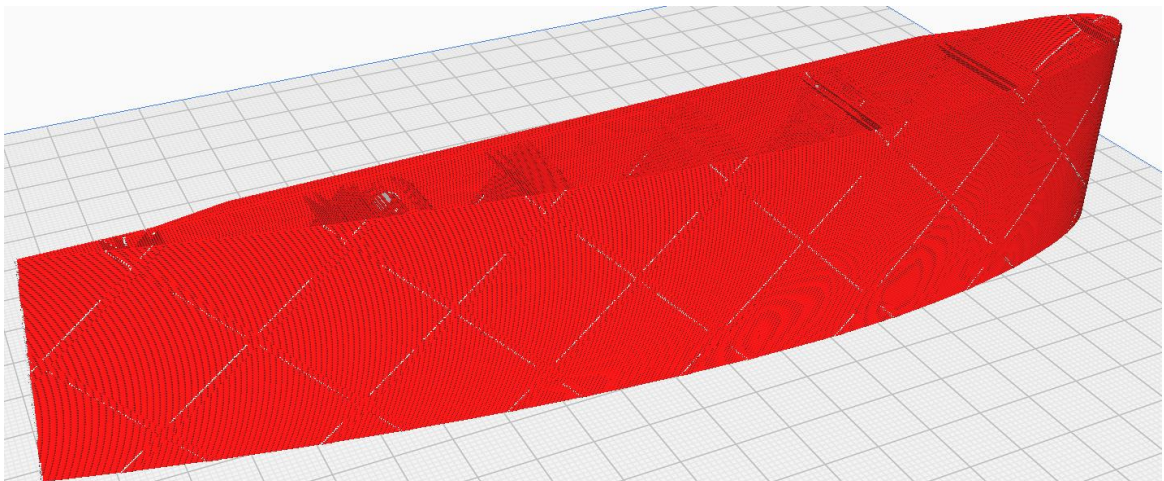


Рисунок 3.3.1.7 – Схема побудови моделі крила варіанту А

- **Модель крила, варіант В**

Модель крила варіанту В, що зображена на рисунках 3.3.1.8 – 3.3.1.13, має більш вдалу реалізацію. Товщину внутрішньої структури крила зменшено до 0,8 мм. Місця для встановлення карбонових трубок, канали для з'єднання електроніки проводами та пази для закріплення крил до фюзеляжу виконані шляхом витягнутого вирізу. Всі внутрішні елементи крім заповнення виконані з поверхонь шляхом витягування ескізів. Виконано відокремлення моделі елерону, разом з отриманням місця під його встановлення.

Надрукувати модель в режимі «вази» не вийшло через наявні розриви при друці шарів, необхідно було створити більш оптимізовану модель, шлях побудови якої буде неперервним.

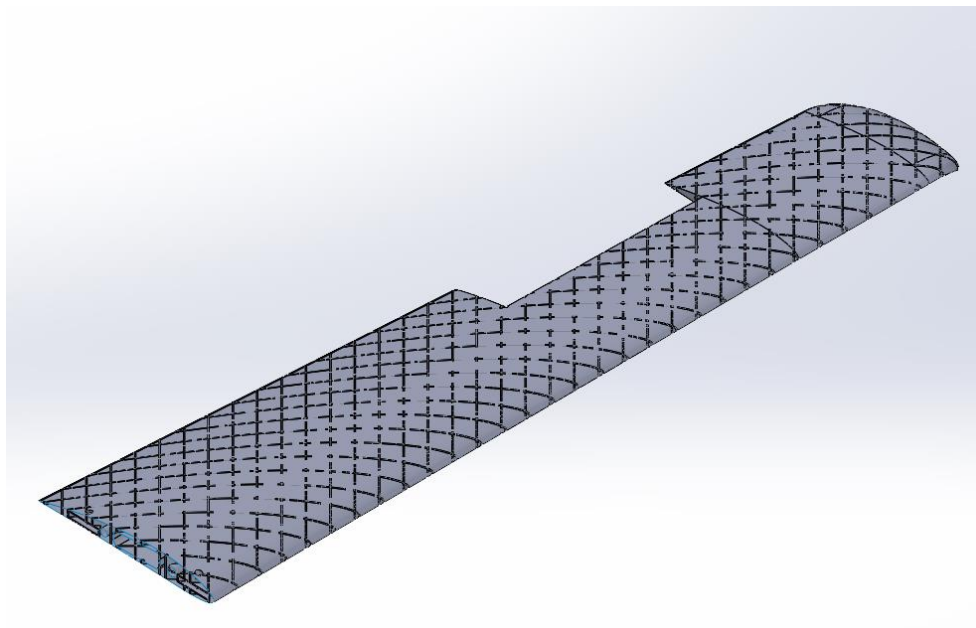


Рисунок 3.3.1.8 – Загальний вигляд моделі крила варіанту В

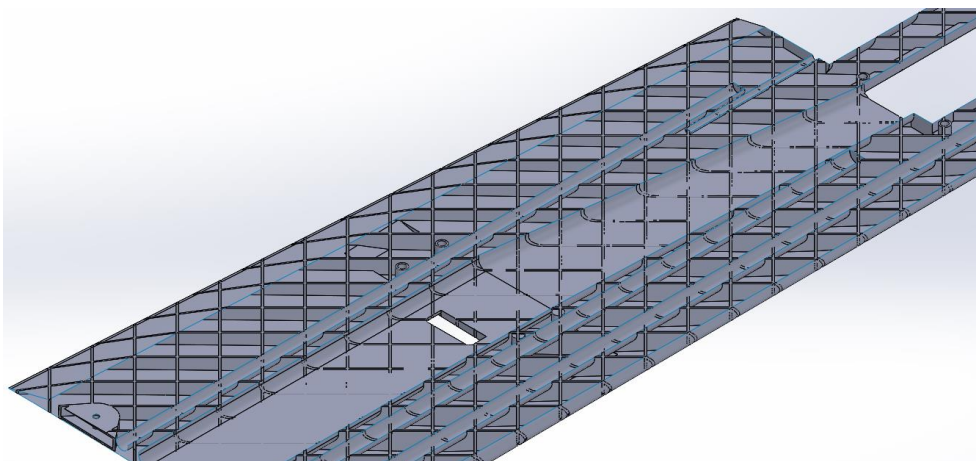


Рисунок 3.3.1.9 – Переріз моделі крила варіанту В

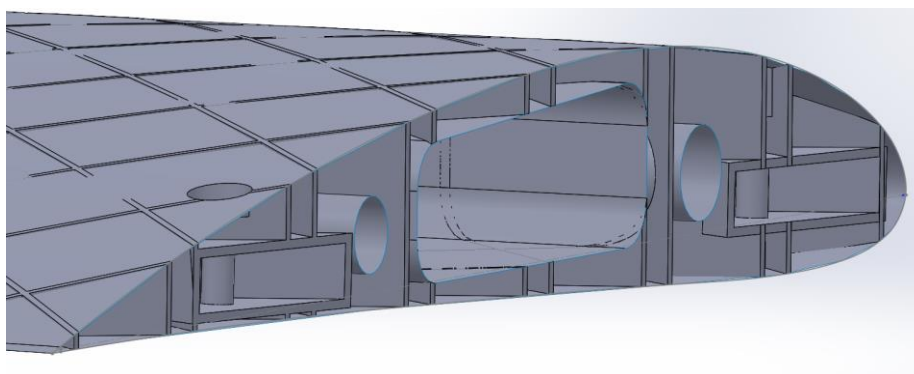


Рисунок 3.3.1.10 – Структура крила варіанту В

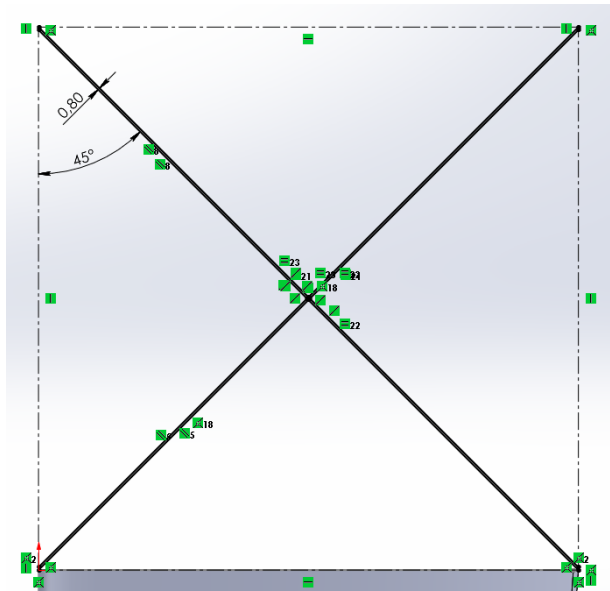


Рисунок 3.3.1.11 – Ескіз внутрішнього зповнення крила варіанту В

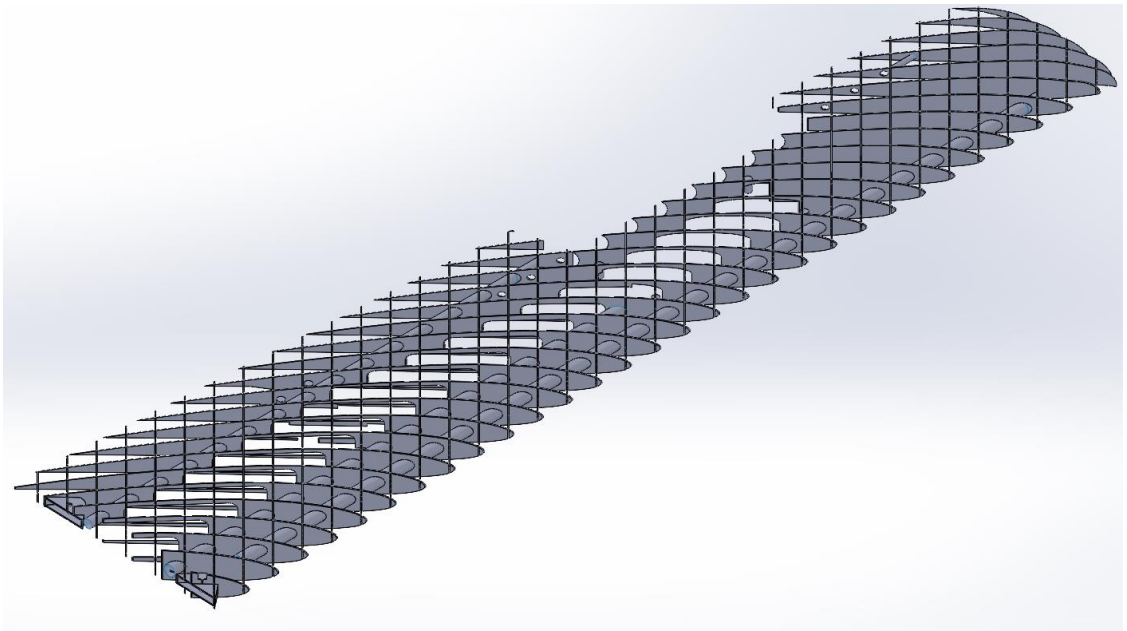


Рисунок 3.3.1.12 – Внутрішнє заповнення крила варіанту В

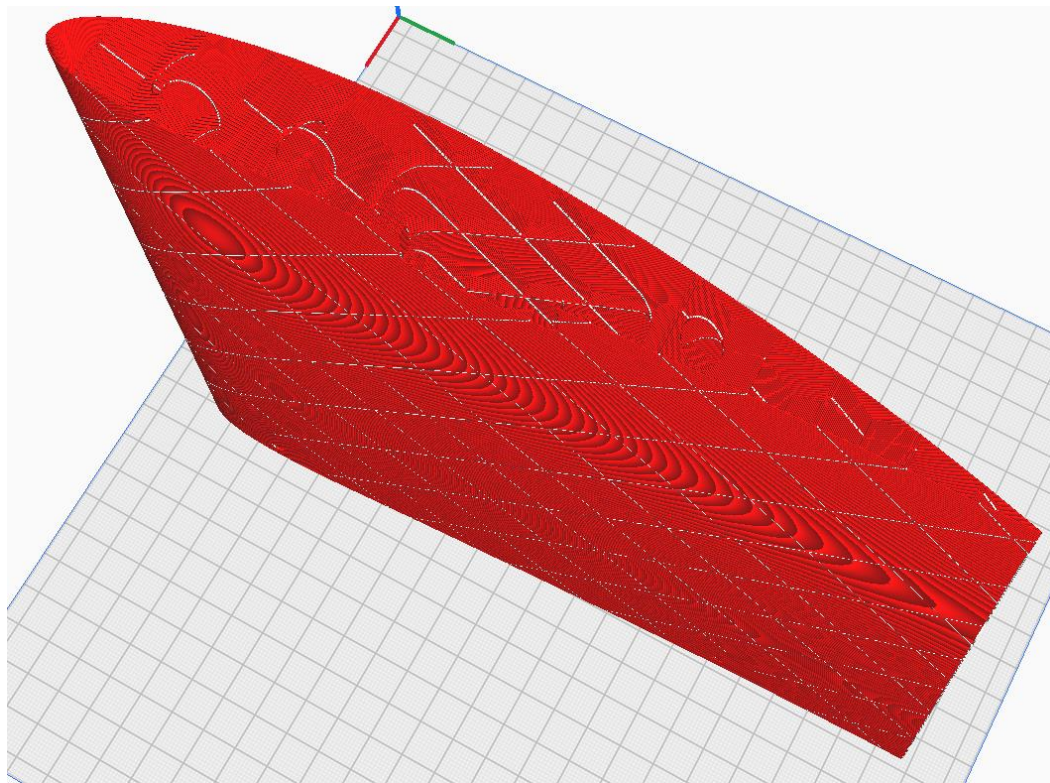


Рисунок 3.3.1.13 – Схема побудови моделі крила варіанту В

- **Модель крила, варіант С**

На рисунках 3.3.1.14 – 3.3.1.21 зображено перший варіант крила, що був придатним до друку методом «вази», але з деякими допущеннями. Було змінено підхід до моделювання. Замість побудови тонкостінної моделі внутрішньої структури крила, було побудовано твердотільну модель, в якій розрізами сформовано внутрішнє заповнення.

Наприклад, замість того щоб виконувати витягнутий виріз моделі в місцях отворів, було прийнято рішення виконувати побудову методом витягування твердого тіла. Товщину внутрішнього заповнення зменшено з 0,8 мм до 0,2 мм. Також додано витягнутий ескіз, що утворює розрив контуру в середині крила товщиною рівною внутрішньому заповненню. Товщина заповнення грає дуже важливу роль у склеюванні шарів під час друку, якщо збільшити цю величину з 0,2 мм до 1 мм, можливе розшарування надрукованої моделі. Змінено геометрію пазів для кріплення крила до фюзеляжу.

Як результат, в програмному забезпеченні UltiMaker Cura модель розпізнавалась як тонкостінна, але через недосконалість геометрії були наявні розриви шарів.

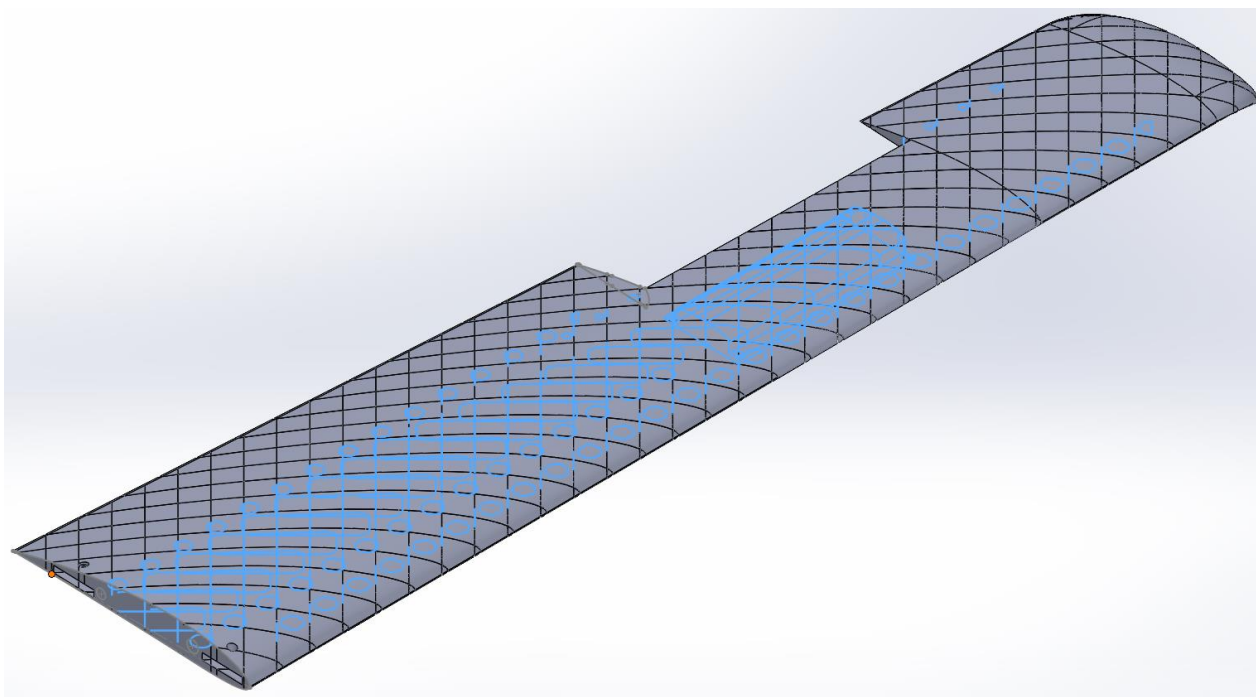


Рисунок 3.3.1.14 – Контури отворів отримані шляхом витягування ескізів

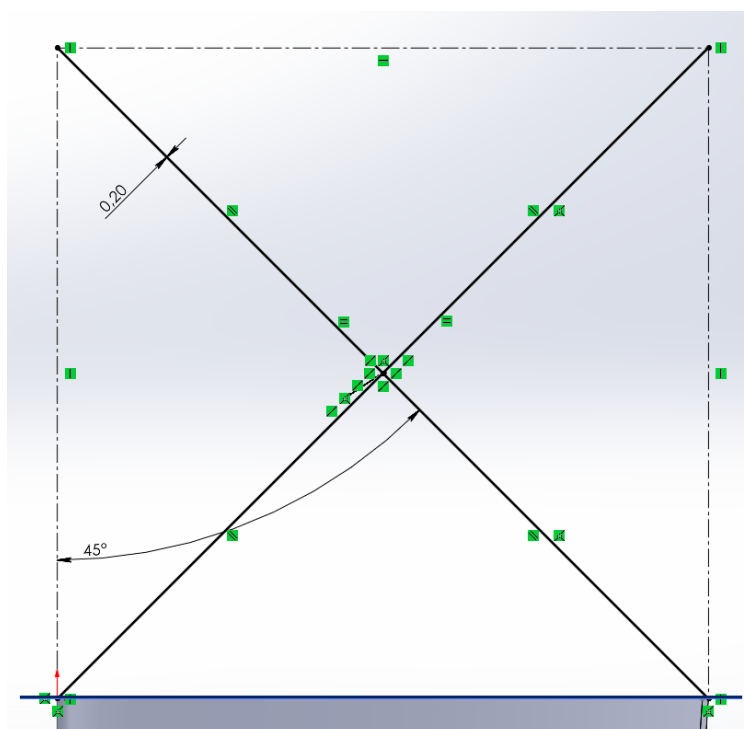
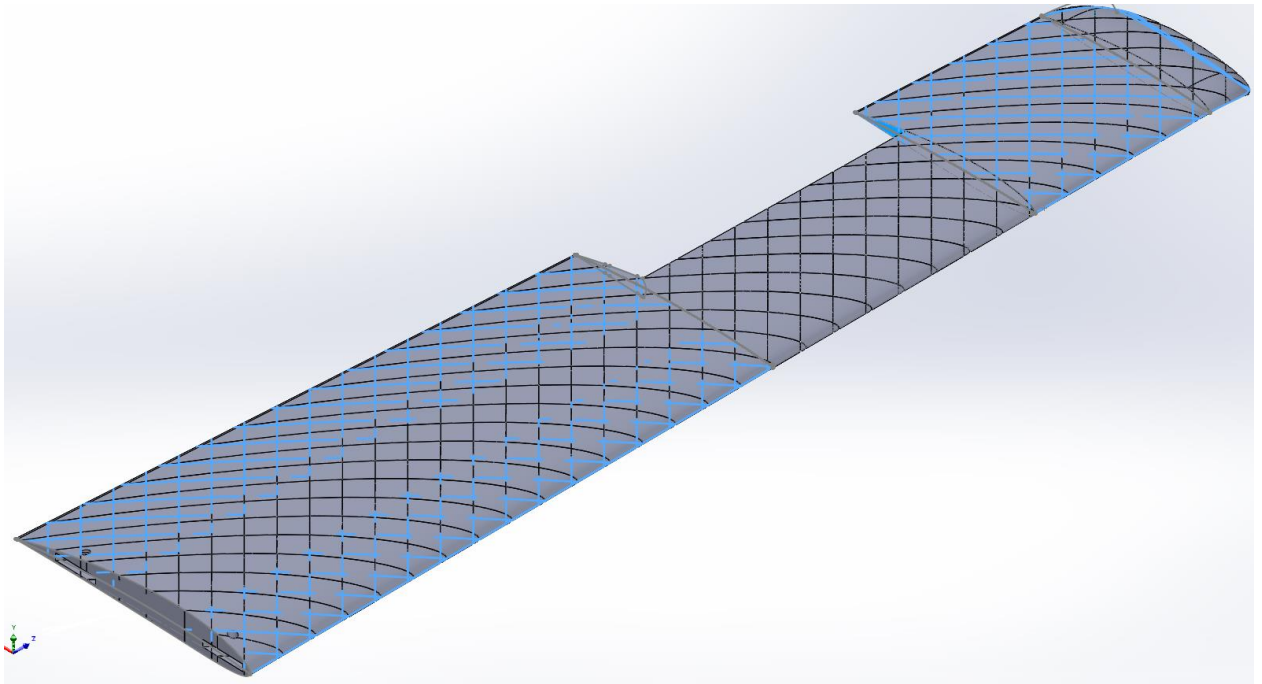
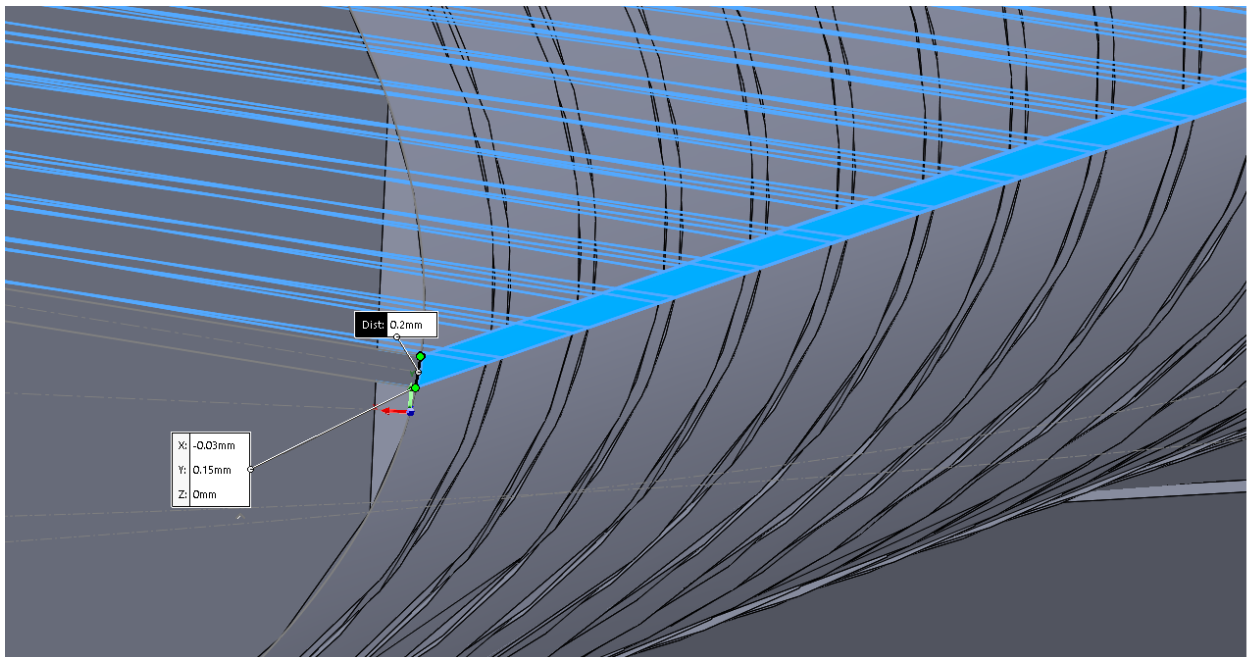


Рисунок 3.3.1.15 – Ескіз внутрішнього зповнення крила



3.3.1.16 – Контури середньої поверхні отриманої шляхом витягування ескізів



3.3.1.17 – Середня поверхня крила

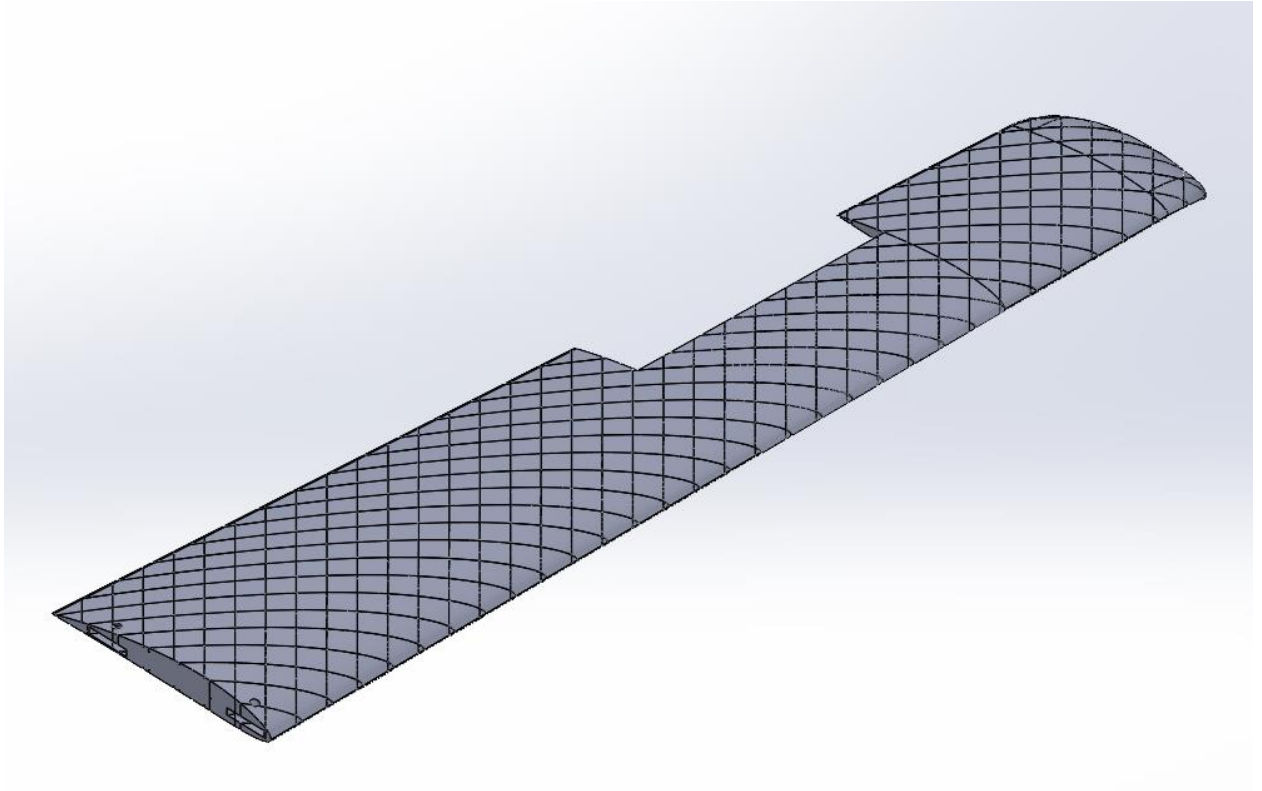


Рисунок 3.3.1.18 – Загальний вигляд моделі крила варіанту С

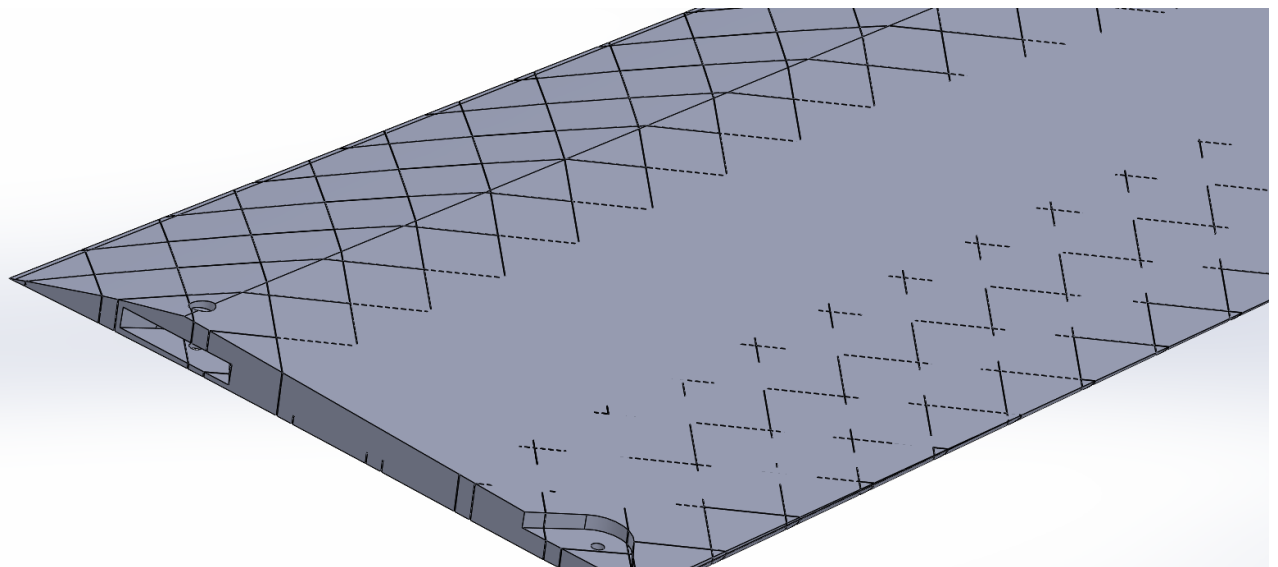


Рисунок 3.3.1.19 – Переріз моделі крила варіанту С

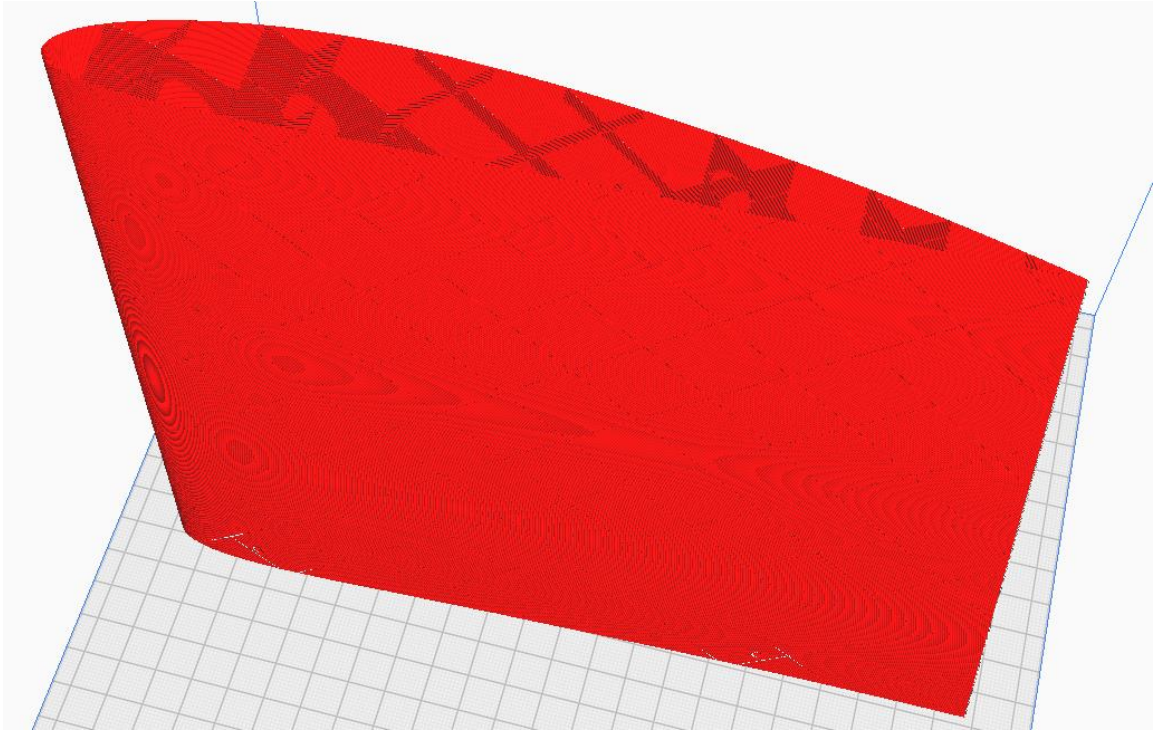


Рисунок 3.3.1.20 – Схема побудови моделі крила варіанту С

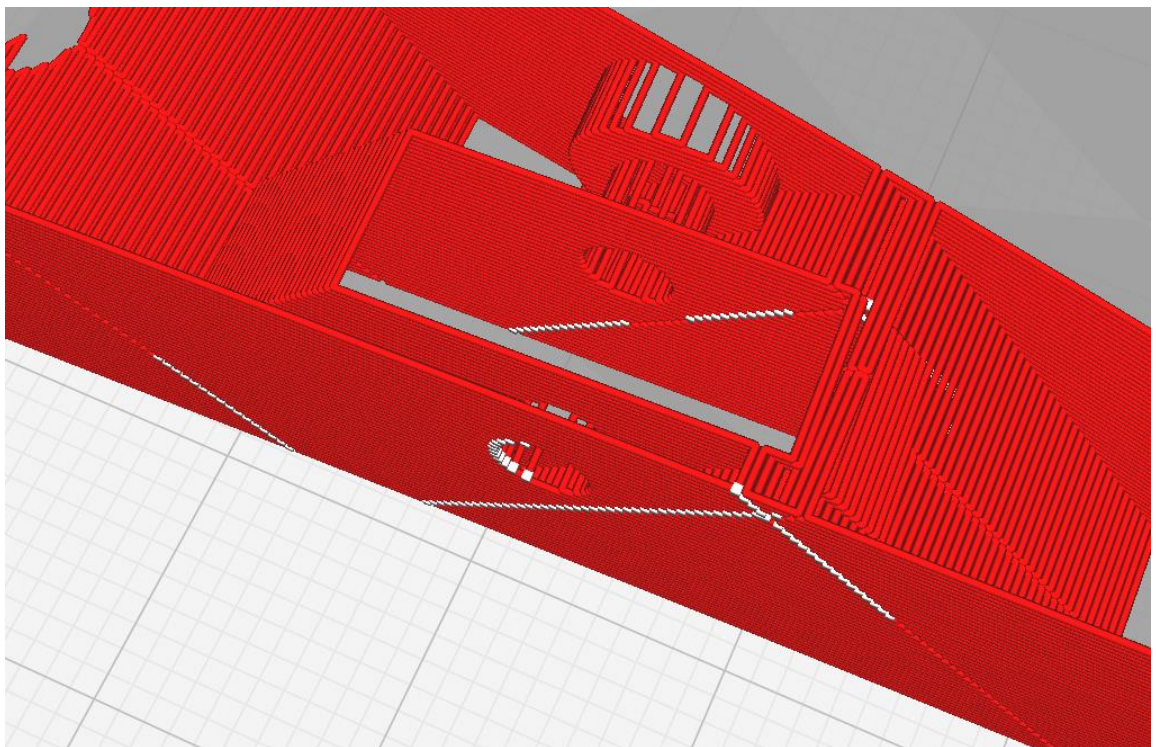


Рисунок 3.3.1.21 – Розриви в схемі побудови моделі крила варіанту С

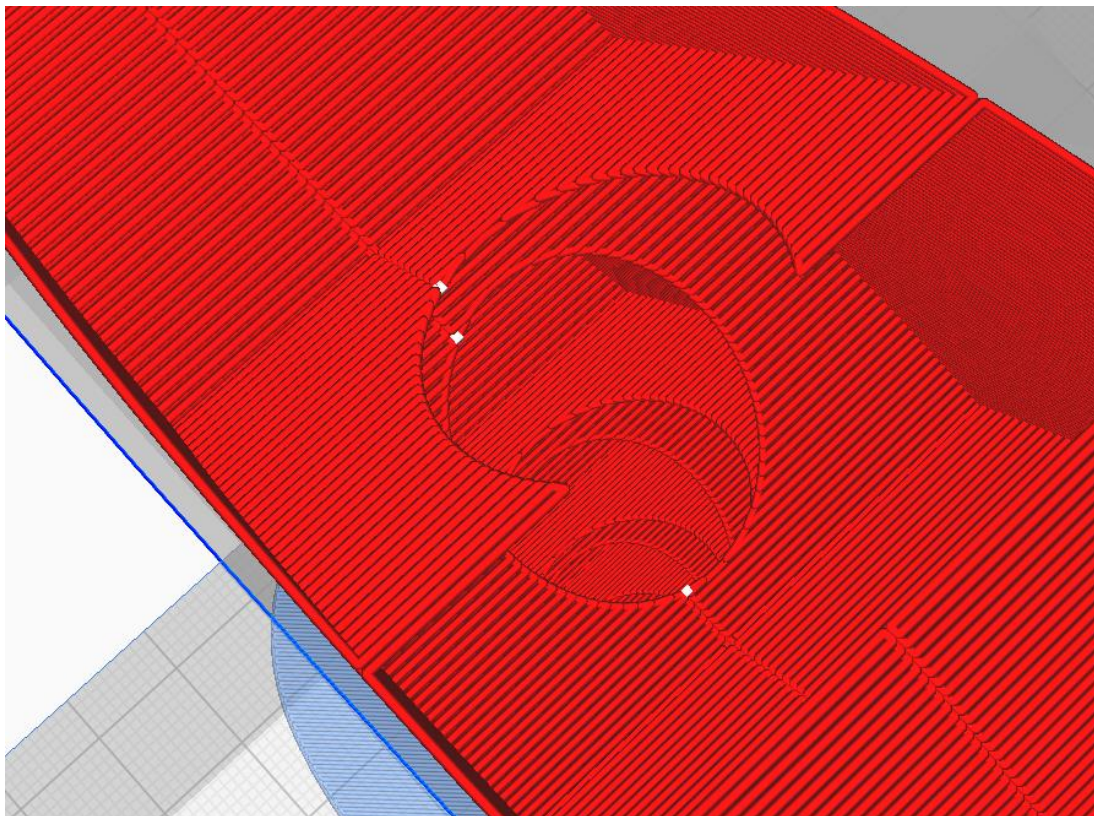


Рисунок 3.3.1.22 – Схема побудови отвору під трубки моделі крила варіанту С

- **Модель крила, варіант D**

Варіант D побудови крила має продовження ідеї версії моделі С. В даній моделі було змінено підхід до моделювання отворів. Була спроба спростити місця кріплення до фюзеляжу шляхом спрощення форми побудови, зміна округлого отвору на квадратний. Моделювання отворів під карбонові трубки було змінено. Ескіз отвору поділено на дві частини. Першою частиною ескізу створюється твердотільна частина моделі, а іншою частиною ескізу утворено виріз, який створює собою безперервну лінію друку деталі. Вертикальний виріз шириною 0,1 мм дозволяє посилити місце отвору, шляхом утворення додаткового елементу внутрішнього заповнення.

Дану модель та її внутрішнє компонування показано на рисунках 3.3.1.23 – 3.3.1.28.

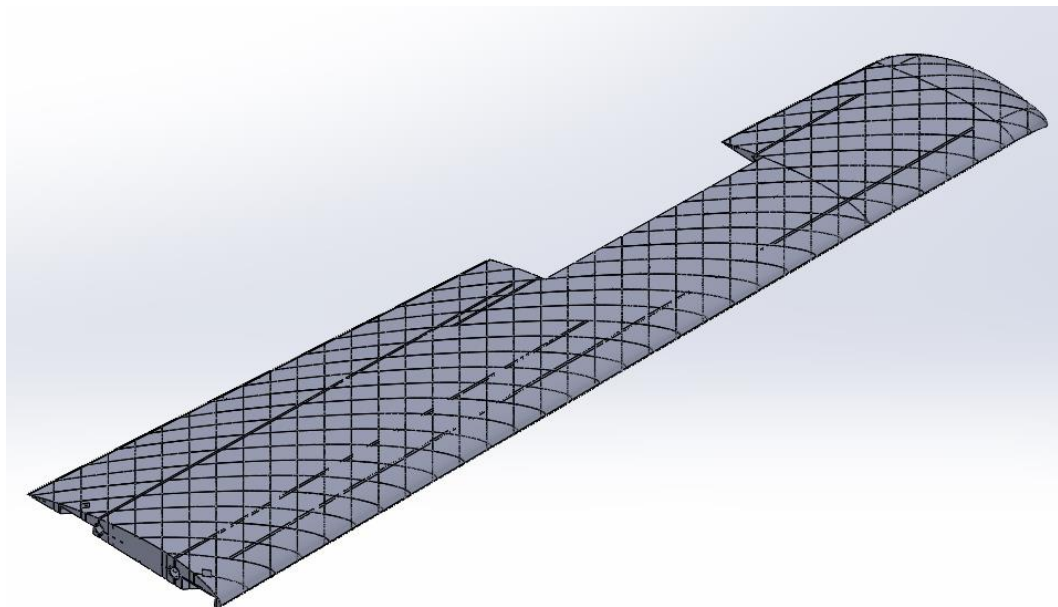


Рисунок 3.3.1.23 – Загальний вигляд моделі крила варіанту D

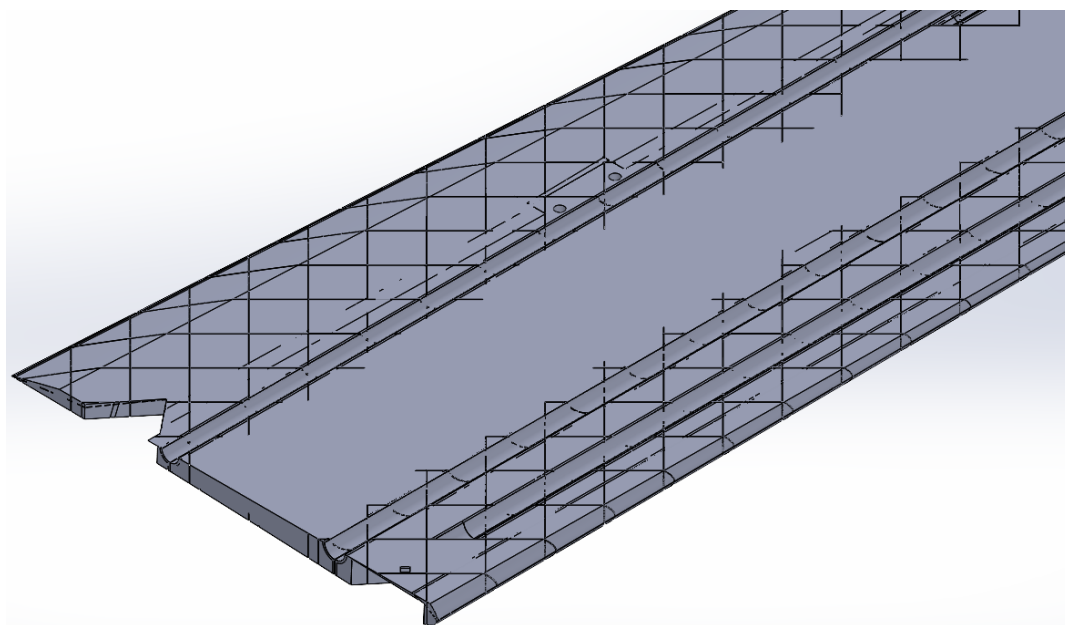
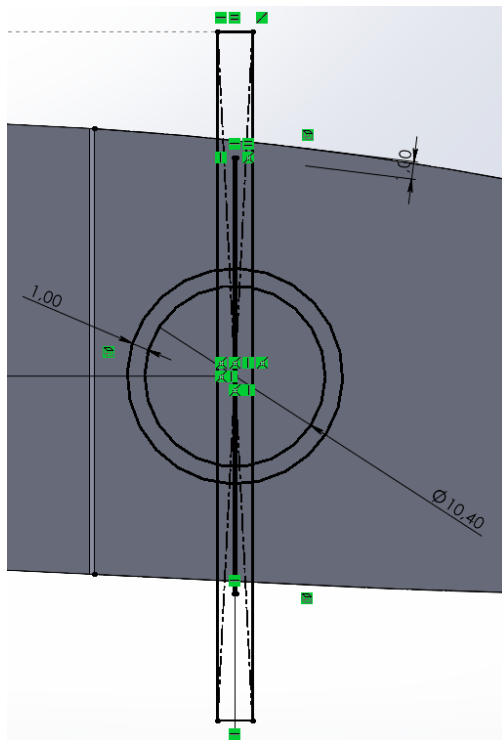
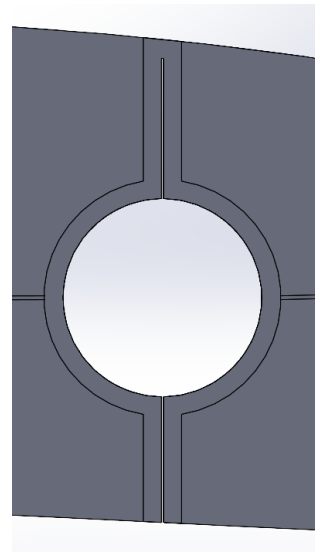


Рисунок 3.3.1.24 – Загальний вигляд моделі крила варіанту D



(a)



(б)

Рисунок 3.3.1.25 – Посилені отвори крила варіанту D: а) ескіз отвору;
б) модель отвору;

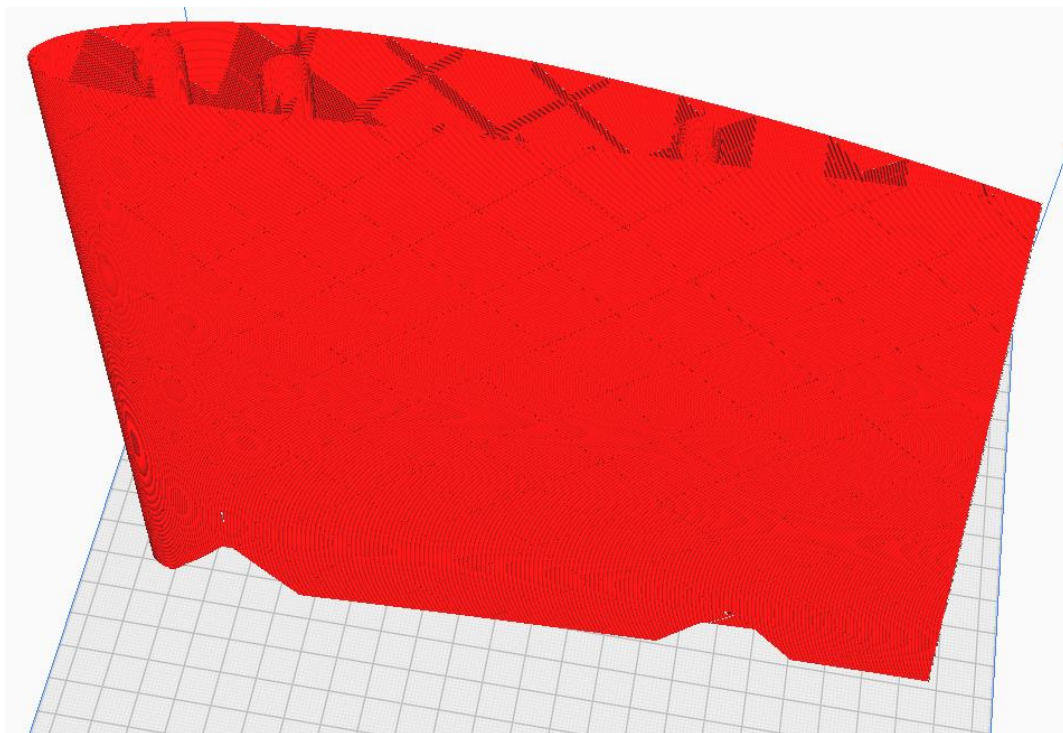


Рисунок 3.3.1.26 – Схема побудови моделі крила варіанту D

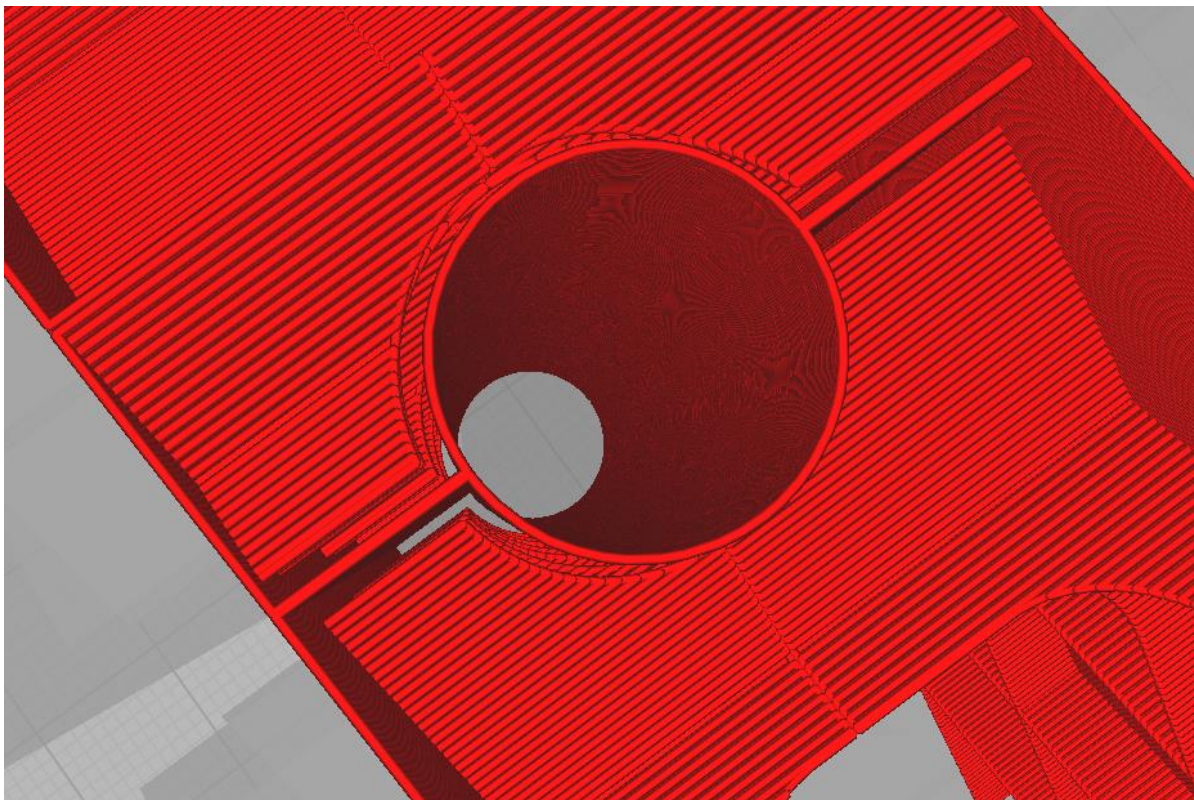
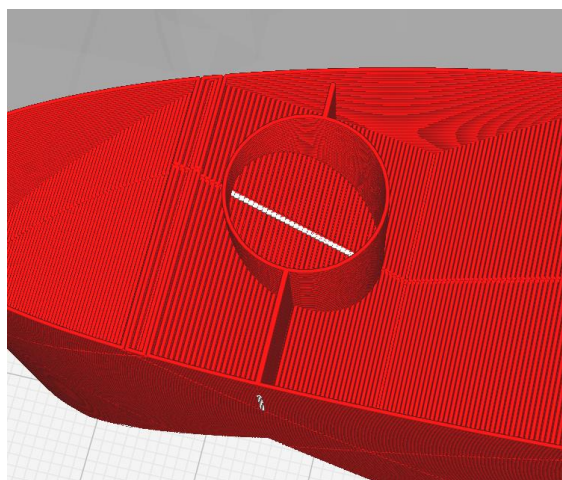
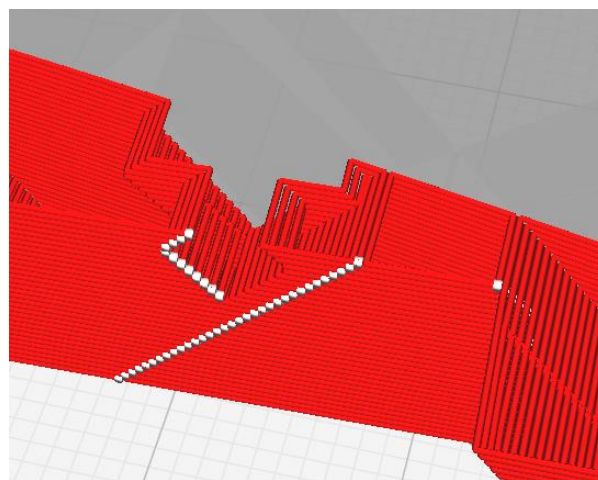


Рисунок 3.3.1.27 – Схема побудови отвору під трубки моделі крила варіанту D



(а)



(б)

Рисунок 3.3.1.28 – Розриви в схемі побудови моделі крила варіанту D:
а) розрив в місці отворів під трубки; б) розрив в місці отвору під кріплення;

- **Фінальна модель крила**

Задля оптимізації кількості виконаних операцій побудови геометрії, крило поділено на 10 елементів. Модель отримана шляхом витягування трьох ескізів, моделювання закінцівок крила, та подальшого створення сітки, отворів і пазів. Усі

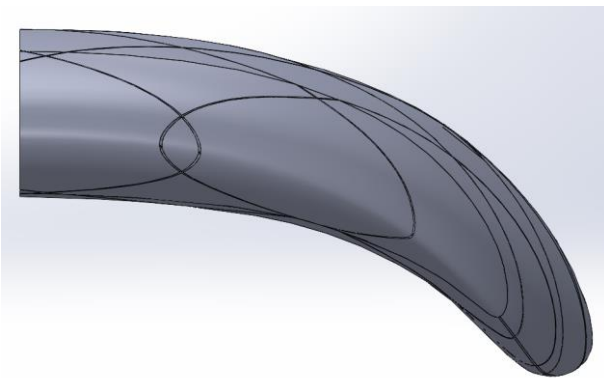
сегменти крила отримані шляхом відокремлення від основної моделі після нарізання цілого крила сіткою та наступного деталювання.

Товщина сітки, що розрізає твердотільну модель, становить 0,2 мм і обирається в залежності від використаного матеріалу. Крок елементів сітки становить 20 мм. Отвори для кріплень не є наскрізними, а утворені неглибокими вирізами, що дозволяє уникнути розривів при побудови моделі. Спрощено закінцівки сегментів, в місцях кріплення елерону, через наявність в них розривів при друці.

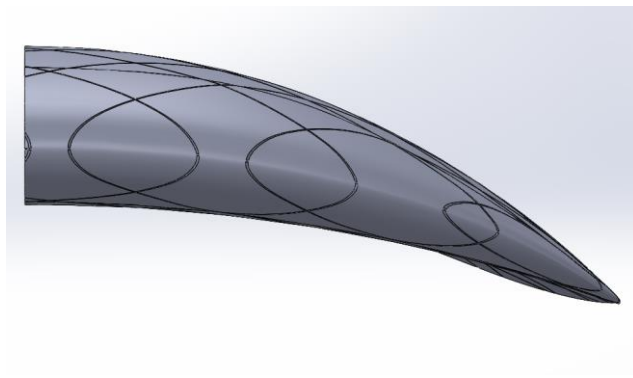
Кріплення зібраного крила до центроплану здійснюється за допомогою двох карбонових патрубків діаметром 10×8 мм і 8×6 мм довжиною 1000 мм. Для посилення кріплення передбачено додаткові елементи, що встановлюються у поздовжні прямокутні отвори центроплану.

В якості силового елемента всередині крила використовується карбоновий патрубок діаметром 8×6 мм та довжиною 800 мм. Елерон кріпиться на карбоновий пруток діаметром 4 мм і довжиною 400 мм. З огляду на особливості матеріалу, що має властивість спінюватися, діаметри складальних отворів виконані з невеликим запасом в 0,5 мм. Для збирання крила з сегментів у єдиний вузол використовується ціанакрілатний клей. Кришка крила виконується також методом «вази».

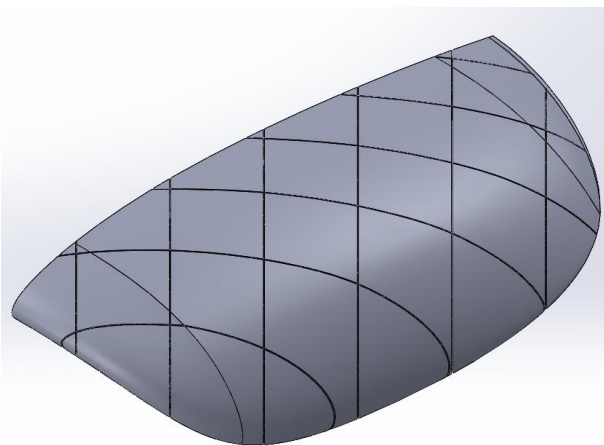
Після виготовлення першої моделі вінглету методом 3D-друку, було виявлено розриви на зовнішній поверхні. Основною причиною дефектів стала недостатня кількість шарів у зоні найбільшої кривизни моделі, безперервний метод друку не дозволяє якісно друкувати горизонтальні, або сильно нахилені поверхні. Для усунення виявлених дефектів було вирішено змінити геометрію вінглетів, зробити їх менш заокругленими в порівнянні з оригінальною моделлю. Також це дозволило легше розташувати середню площину для утворення лінії розриву під час друку шарів. На рисунках 3.3.1.29 - 3.3.1.31 наведено зміни в геометрії та схеми побудови сегменту.



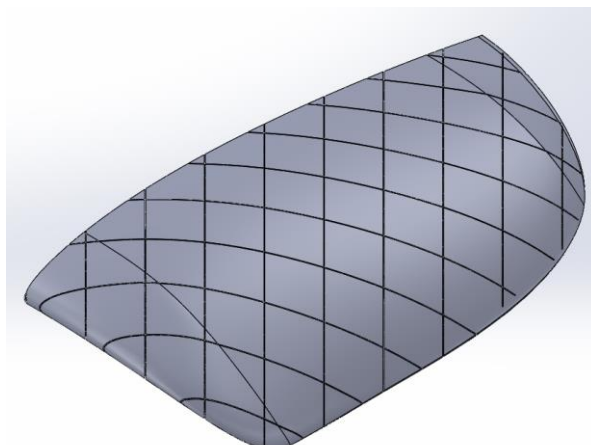
(а)



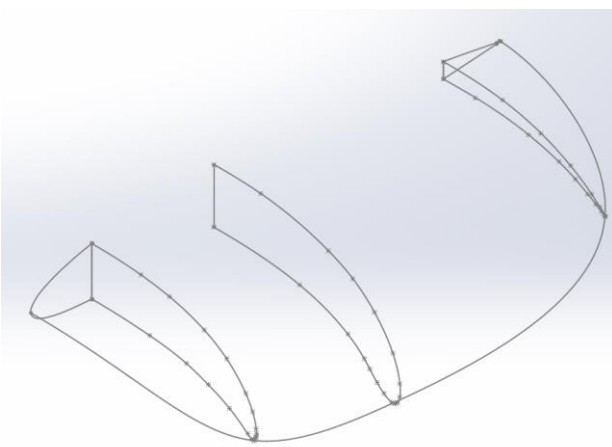
(б)



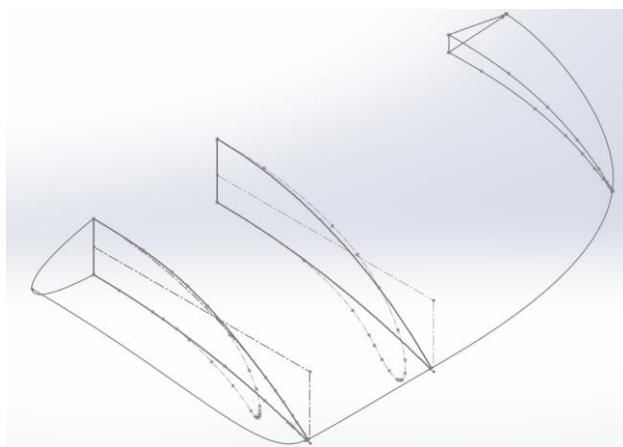
(в)



(г)



(д)



(е)

Рисунок 3.3.1.29 – Порівняння моделі вінглетта крила: а) вид спереду заокругленої моделі; б) вид спереду модифікованої моделі; в) ізометричний вид заокругленої моделі; г) ізометричний вид модифікованої моделі; д) ескізи заокругленої моделі; е) ескізи модифікованої моделі;

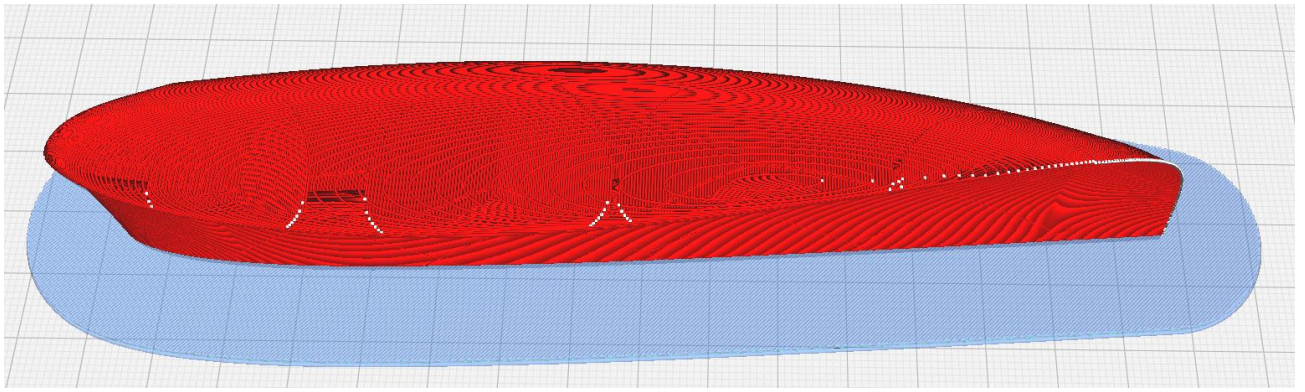


Рисунок 3.3.1.30 – Схема побудови заокругленої моделі вінглета

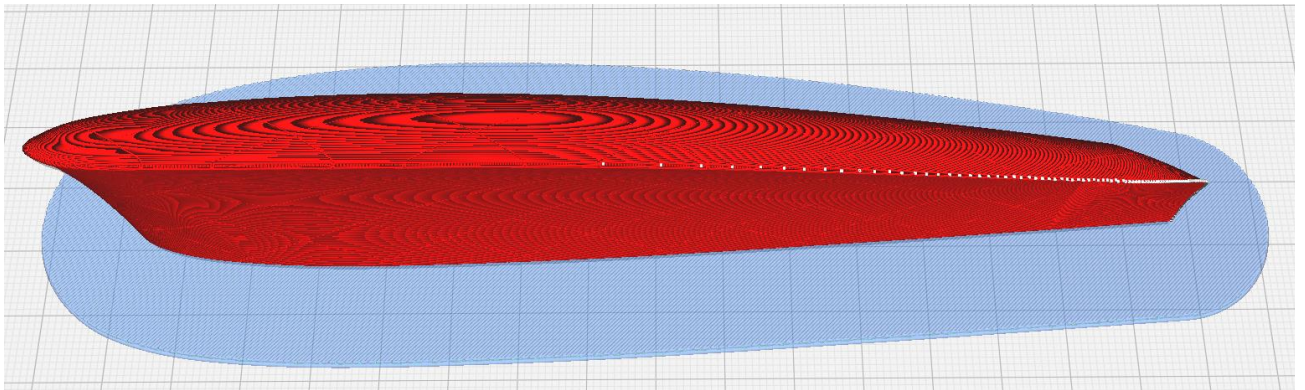


Рисунок 3.3.1.31 – Схема побудови модифікованої моделі вінглета

Фінальну модель крила для друку методом «вази» наведено на рисунку 3.3.1.32.

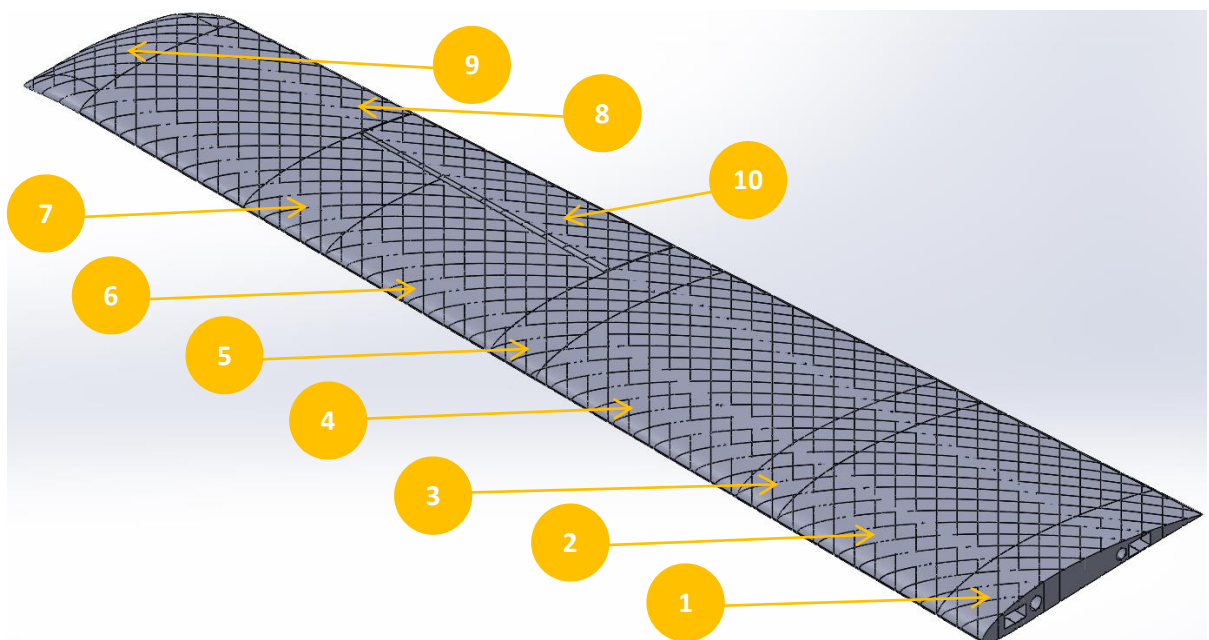


Рисунок 3.3.1.32 – Фінальна модель крила варіанту Е

3.3.2. Модифікування моделі хвостового оперення

Побудова моделі хвоста, модель якого наведено на рисунку 3.3.2.1, принципово не відрізняється від побудови моделі крила. Як і в попередньому випадку, спочатку виконується цілісна твердотільна модель хвостового оперення, після чого її було поділено на сегменти.

Створення моделі хвостового оперення було розпочато з виконання кріплення до повздовжніх карбонових трубок. Після чого було витягнуто аеродинамічні профілі, створено отвори, пази і сітку. Загалом модель хвостового оперення складається з п'яти елементів. Тип сітки використовується аналогічний до крила, за винятком першого та третього сегментів.

Для формування сегментів з нахиленими або зміненими профілями застосовано послідовний підхід: спочатку створюється базове твердотільне тіло заданого профілю, після чого воно орієнтується під потрібним кутом. На отриманій поверхні будується новий ескіз шляхом перенесення контурів із первинної геометрії. Операцію виконано двічі для формування двох необхідних ескізів, що лягли в основу твердотільної моделі відповідних сегментів. Третій сегмент оперення сформовано на основі двох ескізів, об'єднаних спільною траєкторією.

У першому сегменті розміщується сервопривід для керування безпілотним літальним апаратом та карбоновий патрубок діаметром 18×16 мм довжиною 1000 мм. Через складну геометрію цей сегмент не повністю придатний до друку методом «вази». Третій сегмент має заокруглення, які під час друку призводять до утворення розривів на зовнішній поверхні. Цей сегмент можливо розділити, але це призведе до суцільної втрати міцності через наявність клеєного з'єднання.

Кріплення рулів висоти та напрямку, як і для випадку крила, виконується на карбоновий пруток діаметром 3 мм та довжиною 240 мм, який також використовується в якості силового елемента конструкції. Кріплення до

віддзеркаленої моделі вузла відбувається через карбоновий пруток діаметром 3 мм та довжиною 150 мм.

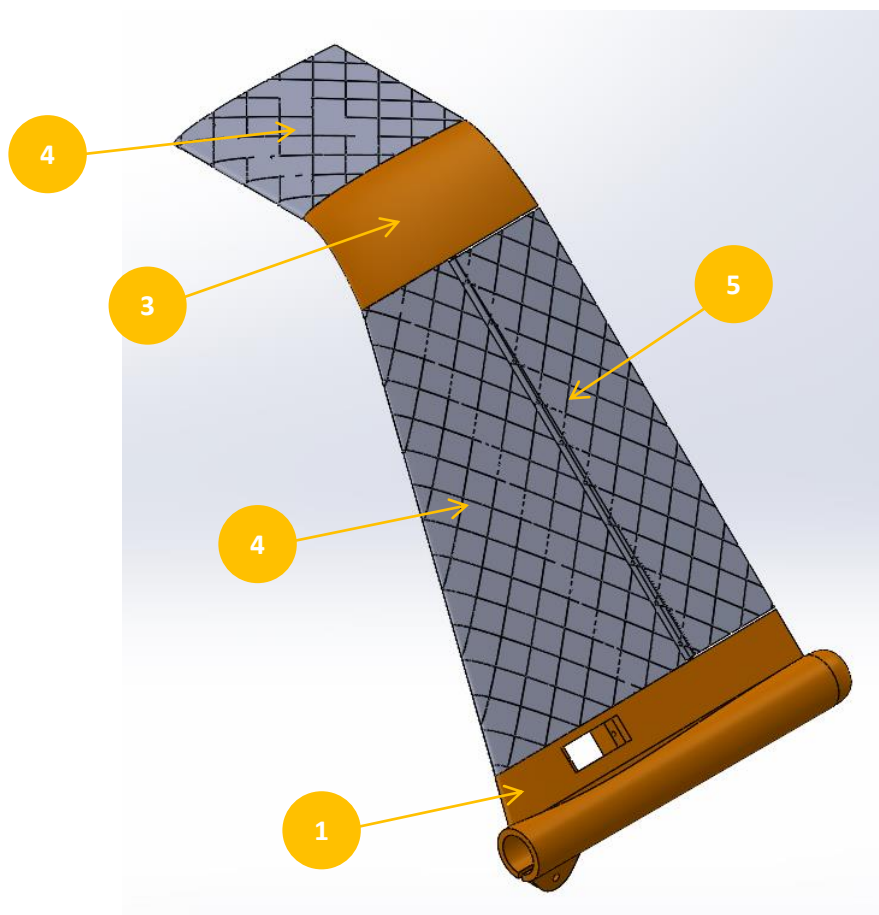


Рисунок 3.3.2.1 – Модель хвоста безпілотного літального апарату

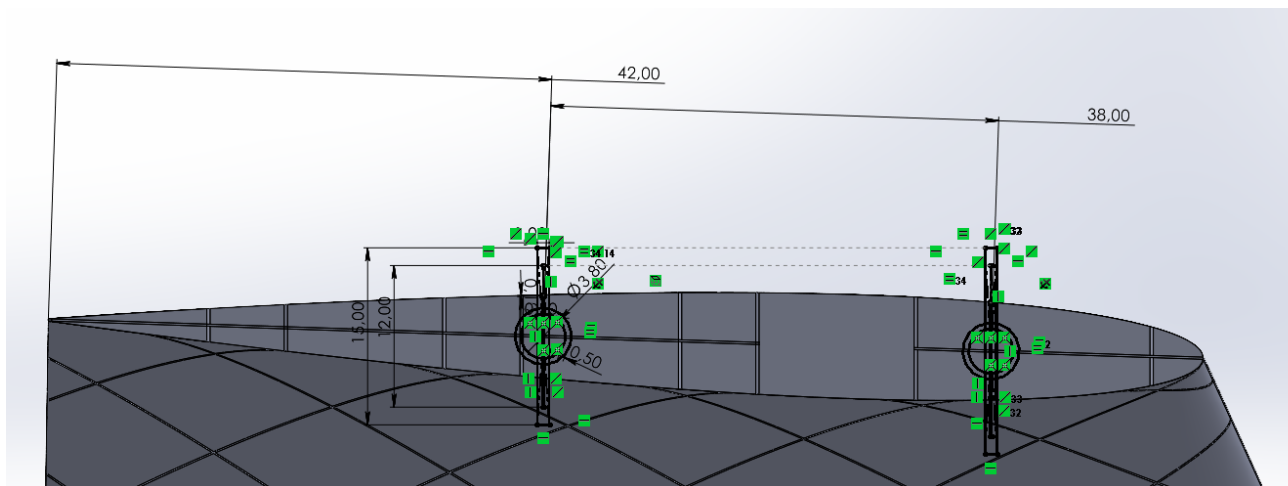


Рисунок 3.3.2.2 – Ескіз для побудови отворів у четвертому сегменті

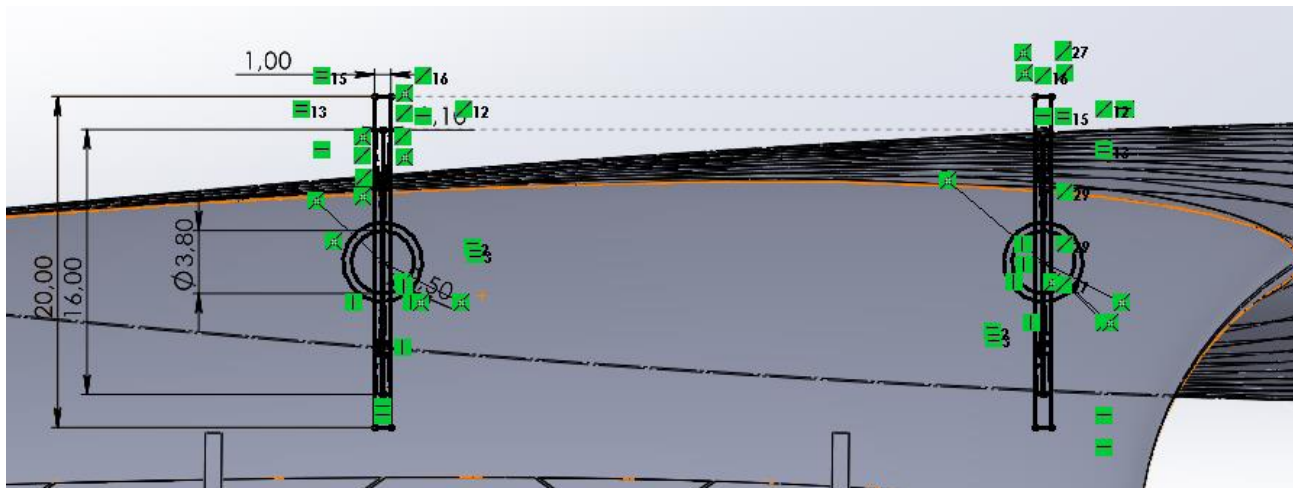


Рисунок 3.3.2.3 – Ескіз для побудови отворів у нахилених сегментах

3.3.3. Модифікування моделі фюзеляжу

Модель фюзеляжу було виконано за подібними методами, що вже використовувались при побудові моделі крила і хвостового оперення. Спочатку утворюється твердотільна модель шляхом витягування тіла через ескізи. Кожен ескіз має зменшену копію, що дозволяє посилити конструкцію. Після моделювання основного тіла, його було посічено на елементи сіткою подібною до використаної при побудові крила. З метою оптимізації часу моделювання та друку крок сітки було збільшено до 30 мм, порівняно з 20 мм у крилі.

Наступним кроком було створення нової, зменшеної внутрішньої моделі фюзеляжу, що забезпечило можливість об'єднання тіл геометрії та створення внутрішньої порожнини. Для подальшого виготовлення модель була поділена на п'ять сегментів, що обумовлено обмеженнями робочої зони 3D-принтера. Центроплан створено в окремій моделі шляхом витягування кореневого ескізу крила, з моделюванням внутрішнього заповнення.

У нижній частині фюзеляжу створені пази для кріплення прутків діаметром 4 мм і довжиною 400 мм, за аналогічними методами до використаних при побудові крила і хвостового оперення. Для забезпечення швидкого доступу до внутрішніх компонентів моделі передбачено магнітні 6x3 мм з'єднання сегментів. Магніти фіксуються у спеціально спроектованих посадкових місцях за допомогою клею. Для полегшення орієнтації сегментів під час підготовки моделі до друку у верхній

частині кожного елемента сформовано виступ, який дає змогу точно вирівнювати контур розділення. Отриману модель фюзеляжу наведено на рисунку 3.3.3.1.

Окремою задачею при розробленні фюзеляжу було забезпечення достатньої жорсткості хвостової частини для кріплення двигуна. Таке конструктивне посилення, що зображено на рисунку 3.3.3.2, було реалізовано шляхом локального збільшення кількості розрізів моделі. Такий підхід дозволив сформувати у слайсері суцільну спіральну структуру без розривів у найбільш навантаженій зоні.

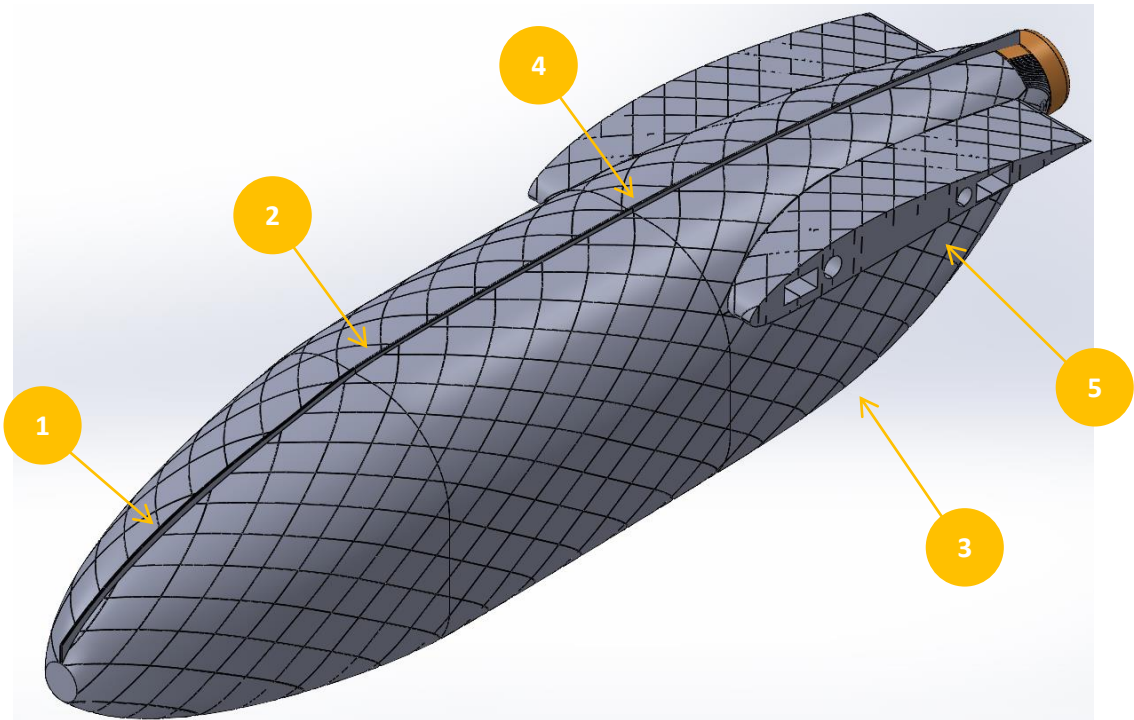


Рисунок 3.3.3.1 – Модель фюзеляжу безпілотного літального апарату

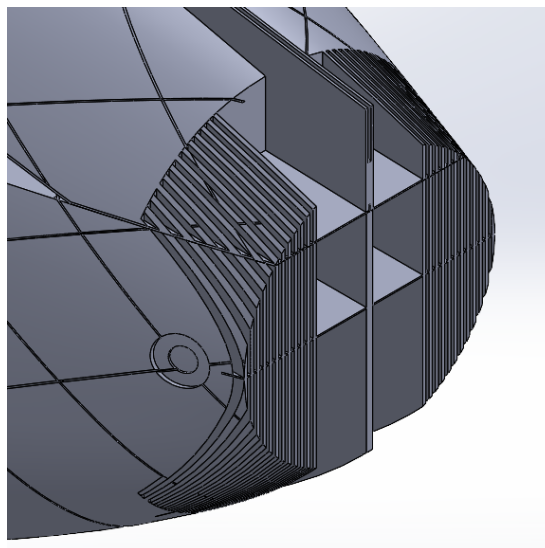


Рисунок 3.3.3.2 – Місце посилення фюзеляжу

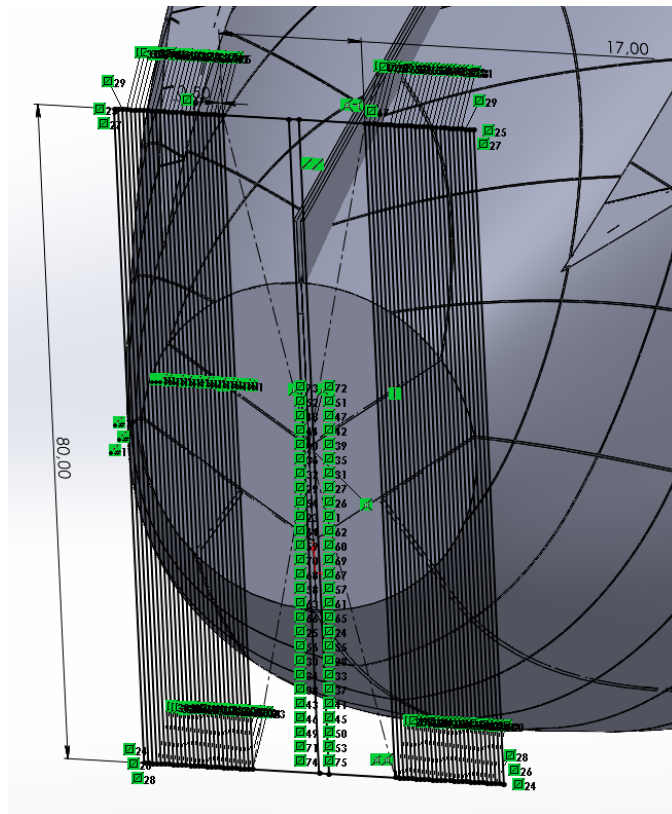


Рисунок 3.3.3.3 – Ескіз посилення фюзеляжу

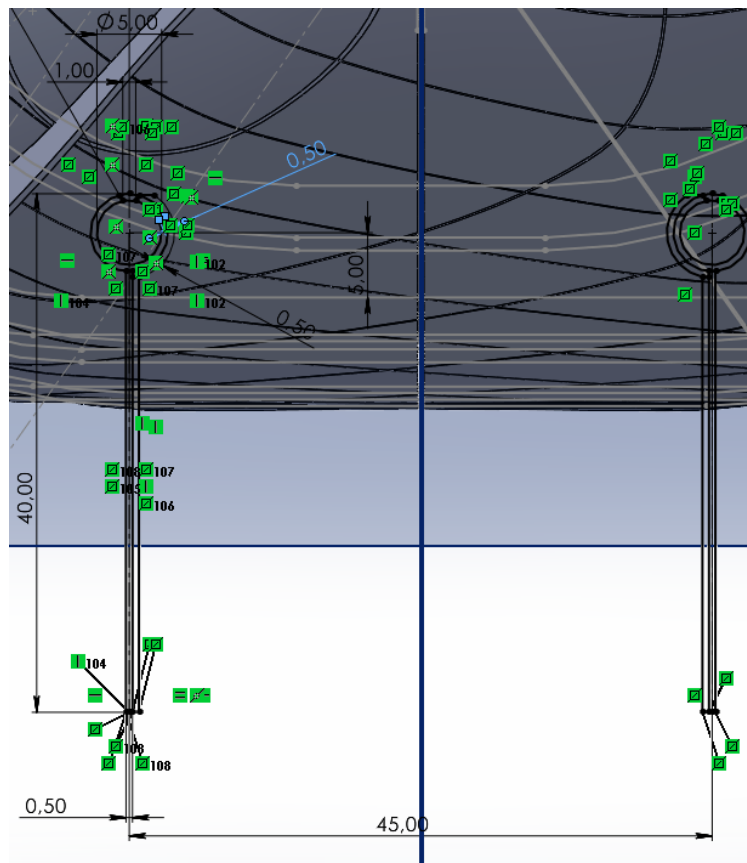


Рисунок 3.3.3.4 – Ескіз кріплень під трубки

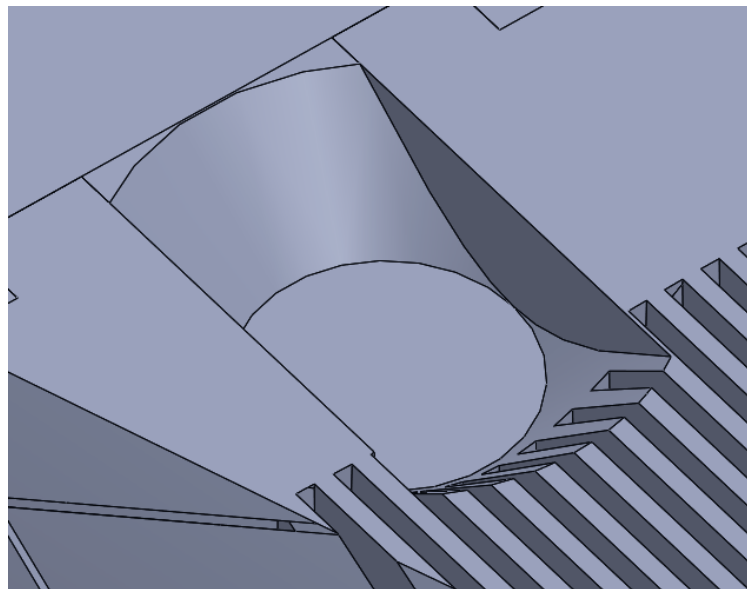


Рисунок 3.3.3.5 – Місце для магнітного кріплення у горизонтальному положенні

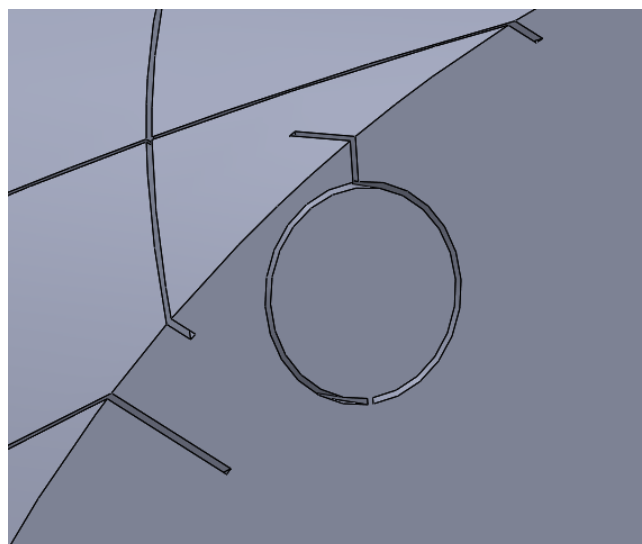


Рисунок 3.3.3.6 – Місце для магнітного кріплення у вертикальному положенні

3.3.4. Створення моделей кріплень

Для виконання моделей кріплень було використано стандартний підхід твердотільного моделювання, оскільки більшість з них друкується звичайним методом. Були враховані розміри гвинтів, втулок та пазів для точного складання.

Винятком є кришка крила, зображена на рисунку 3.3.4.6, яку для економії ваги, також доцільно виготовляти методом «вази».

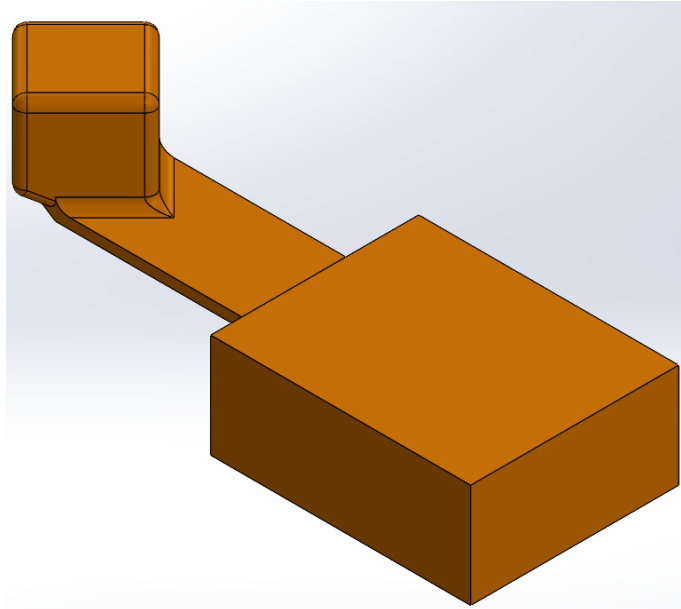


Рисунок 3.3.4.1 – Модель кліпси для кріплення крила до фюзеляжу

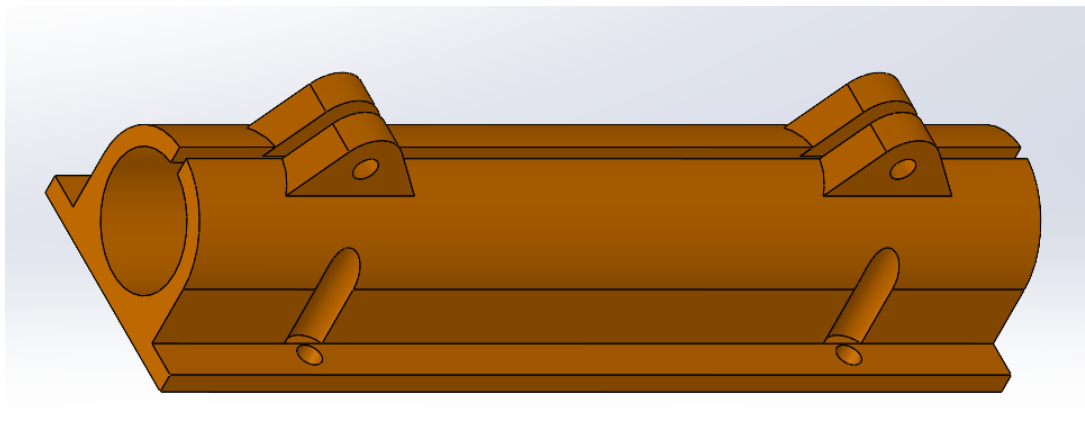


Рисунок 3.3.4.2 – Модель для кріплення хвостового оперення до крила

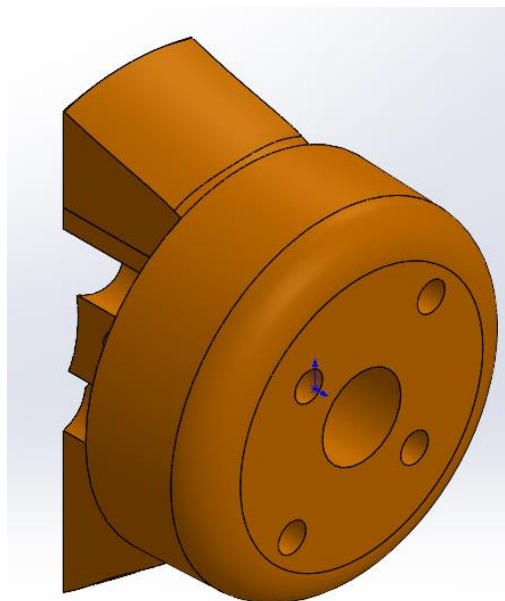


Рисунок 3.3.4.3 – Модель для кріплення горизонтального двигуна

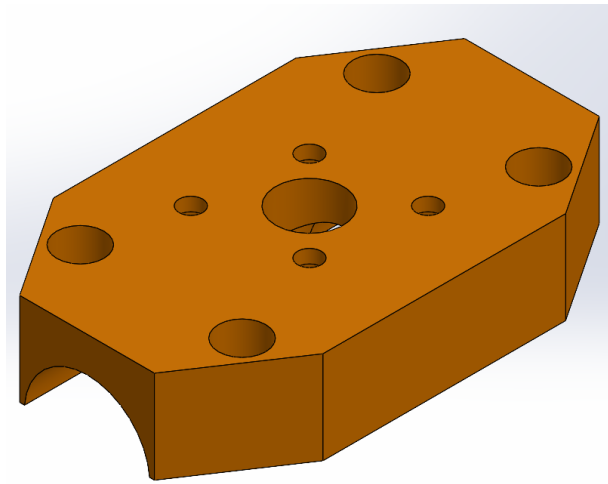


Рисунок 3.3.4.4 – Модель верхньої частини кріплення вертикального двигуна

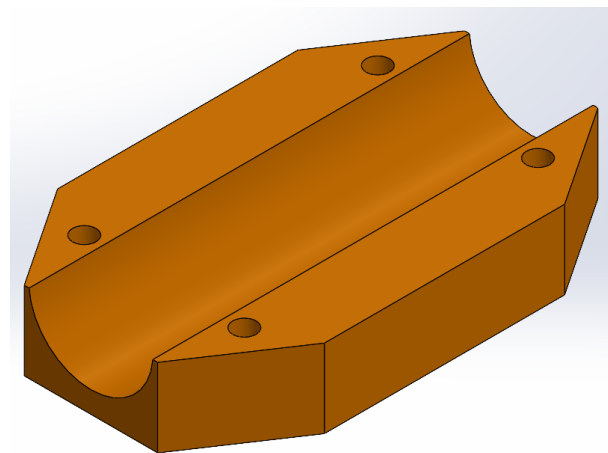


Рисунок 3.3.4.5 – Модель нижньої частини кріплення вертикального двигуна

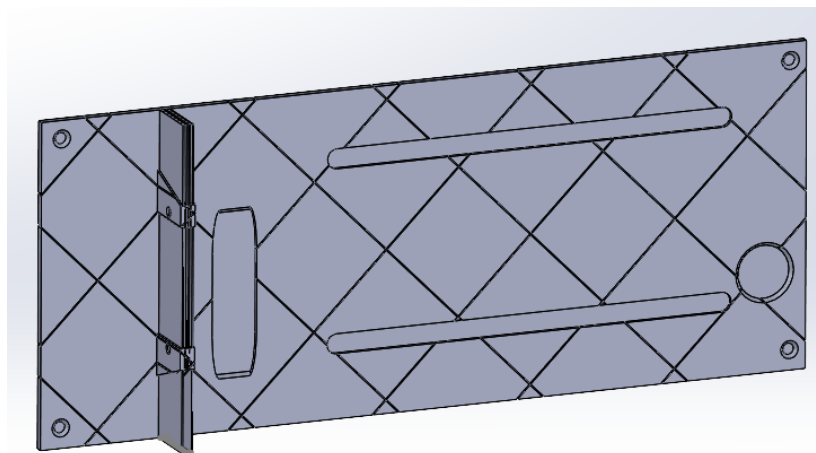


Рисунок 3.3.4.6 – Модель кришки крила

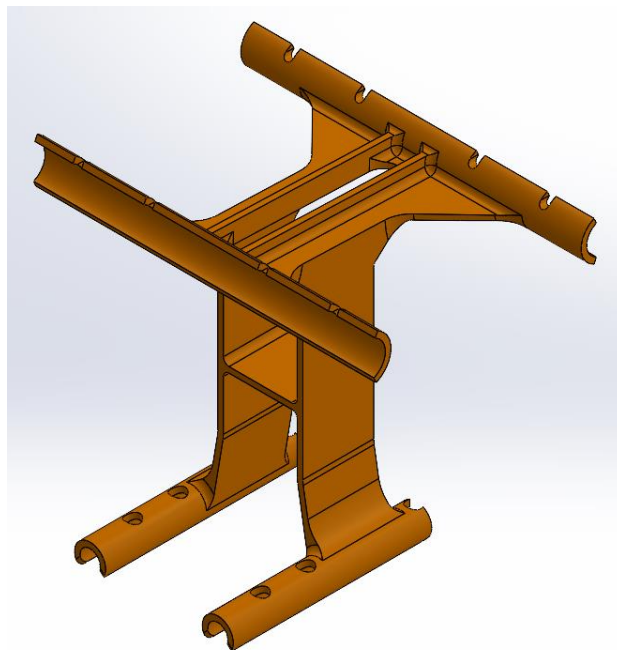


Рисунок 3.3.4.7 – Модель кронштейну

3.4. Схеми 3D друку отриманих моделей

Після завершення CAD-моделювання всіх елементів планера із застосуванням обраної методики, було проведено перевірку технологічності розроблених моделей. Метою даного етапу є підтвердження того, що створені 3D-моделі коректно оброблюються програмним забезпеченням-слайсером UltiMaker Cura і генерують неперервні траєкторії руху екструдера в режимі спірального друку.

3.4.1. Схеми побудови сегментів крила

На рисунках 3.4.1.1 – 3.4.1.10 представлені схеми побудови сегментів крила. У всіх випадках точка розриву знаходиться на задній кромці профіля крила, що підтверджує коректність побудови моделей та їх придатність для виготовлення методом безперервного друку.

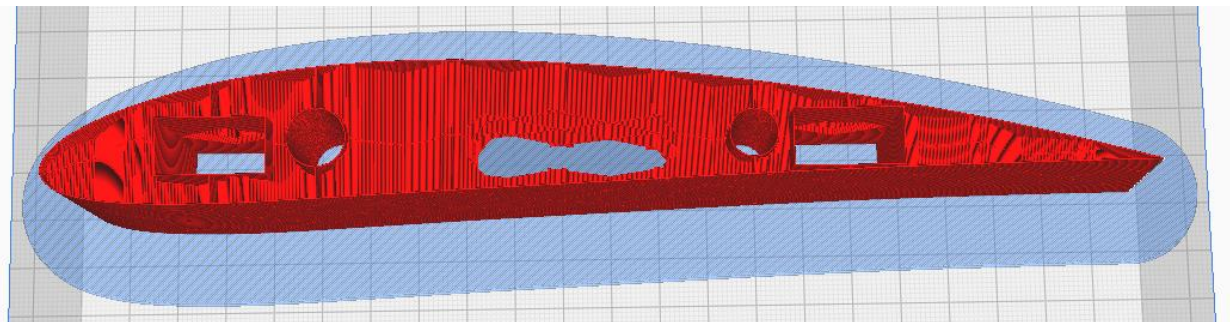


Рисунок 3.4.1.1 – Схема побудови першого сегменту крила

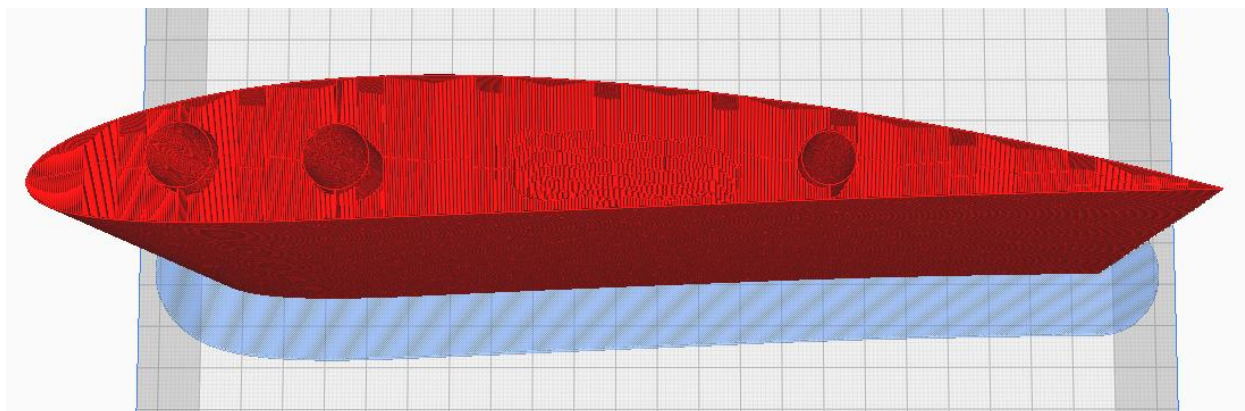


Рисунок 3.4.1.2 – Схема побудови другого сегменту крила

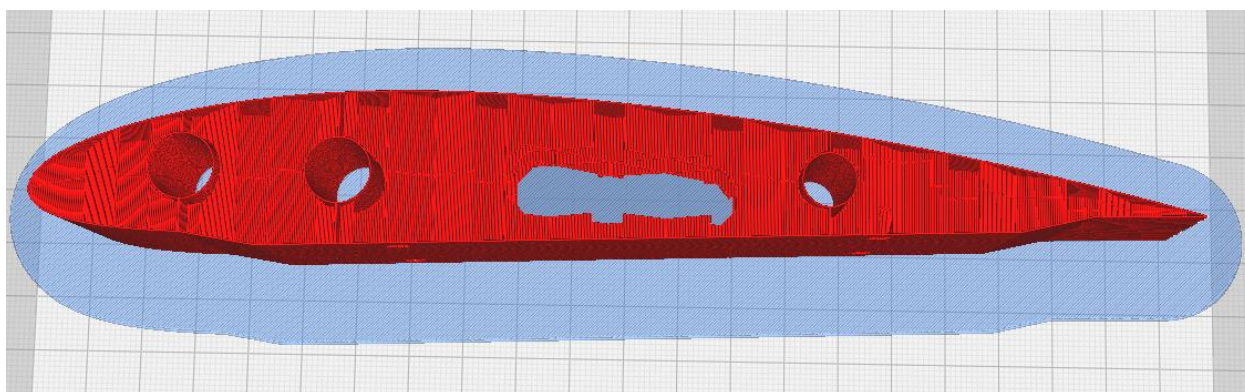


Рисунок 3.4.1.3 – Схема побудови третього сегменту крила

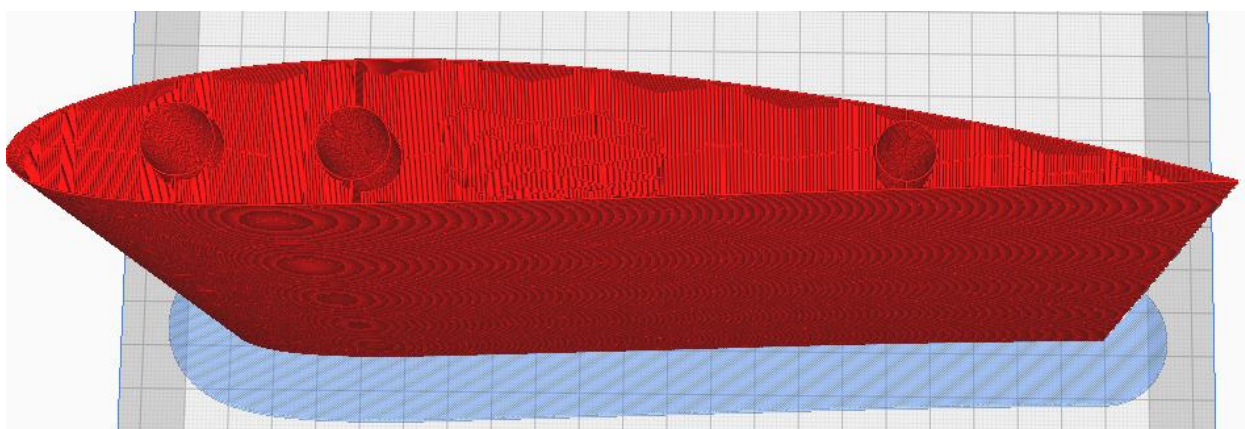


Рисунок 3.4.1.4 – Схема побудови четвертого сегменту крила

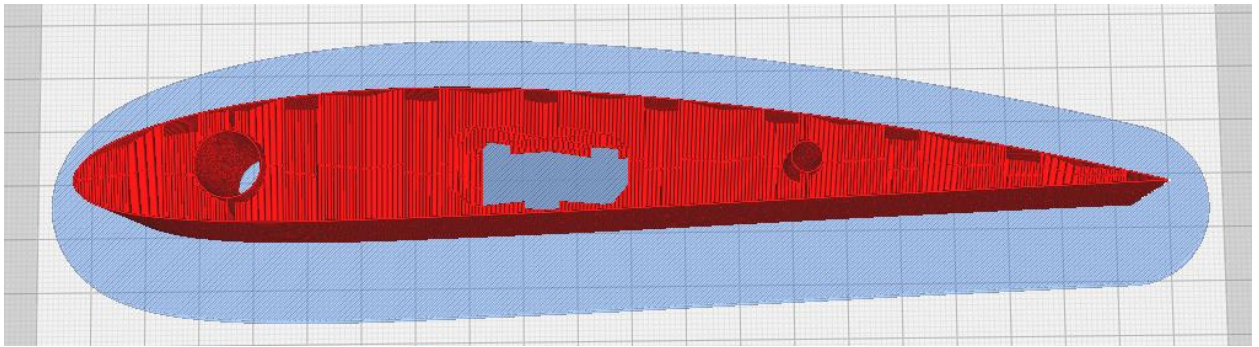


Рисунок 3.4.1.5 – Схема побудови п'ятого сегменту крила

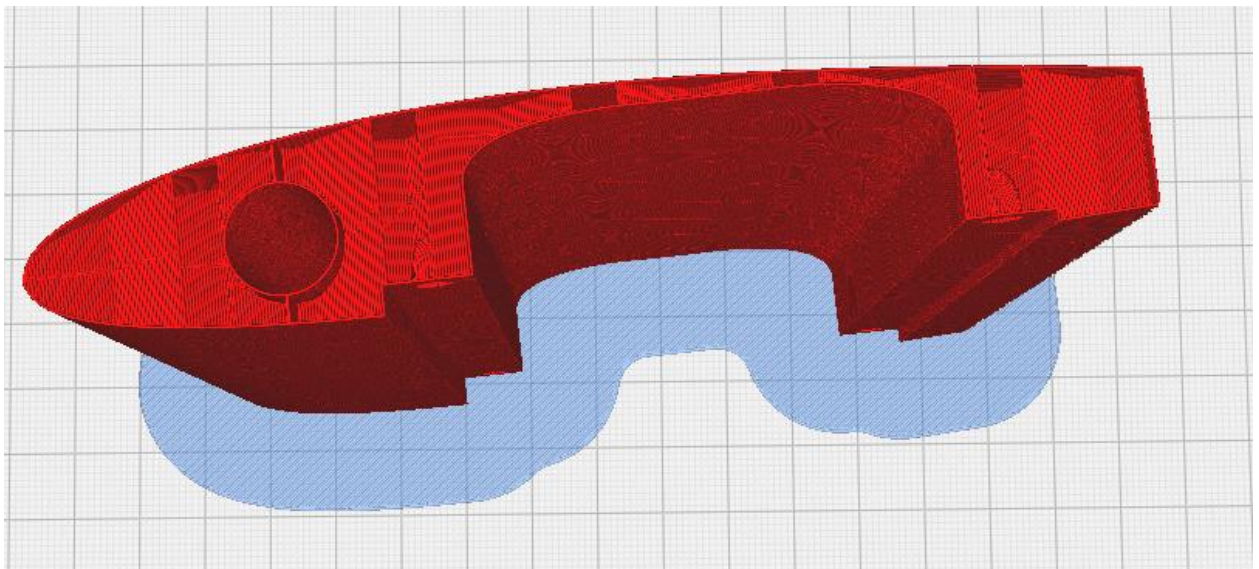


Рисунок 3.4.1.6 – Схема побудови шостого сегменту крила

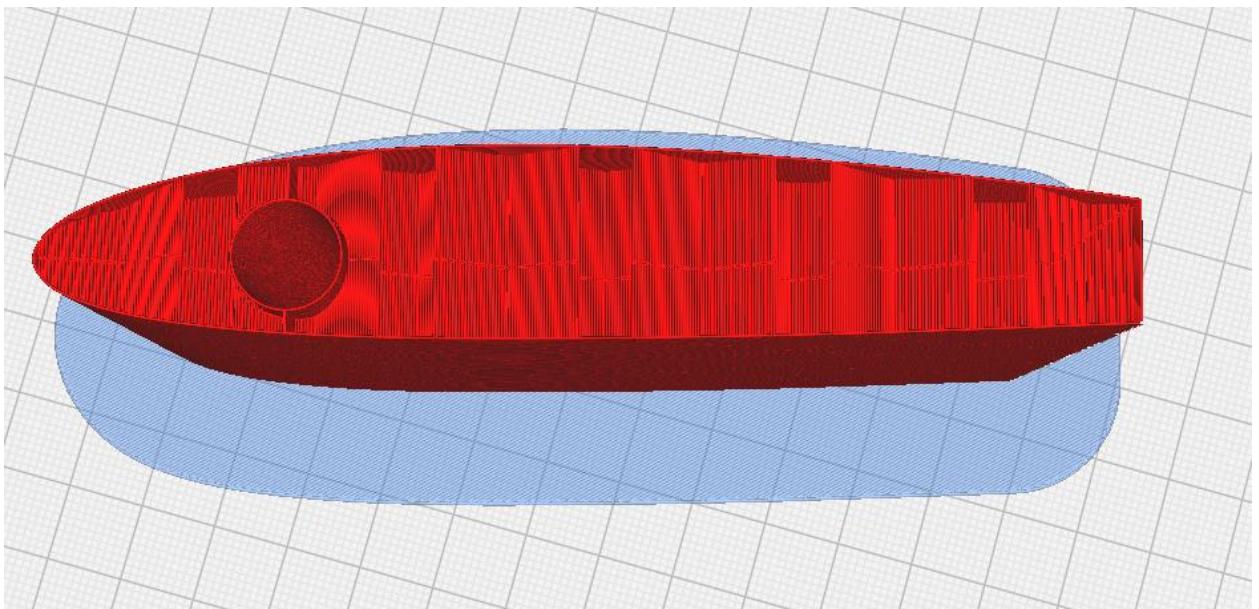


Рисунок 3.4.1.7 – Схема побудови сьомого сегменту крила

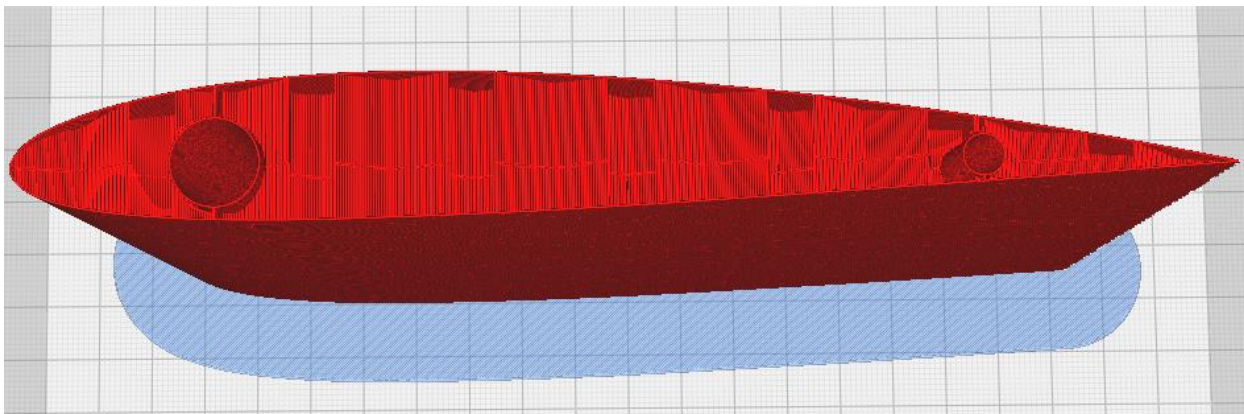


Рисунок 3.4.1.8 – Схема побудови восьмого сегменту крила

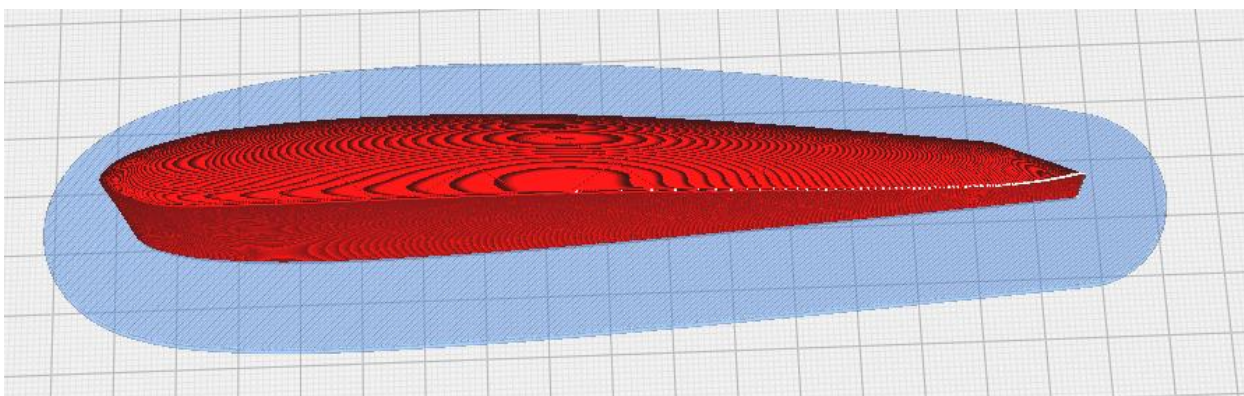


Рисунок 3.4.1.9 – Схема побудови дев'ятого сегменту крила

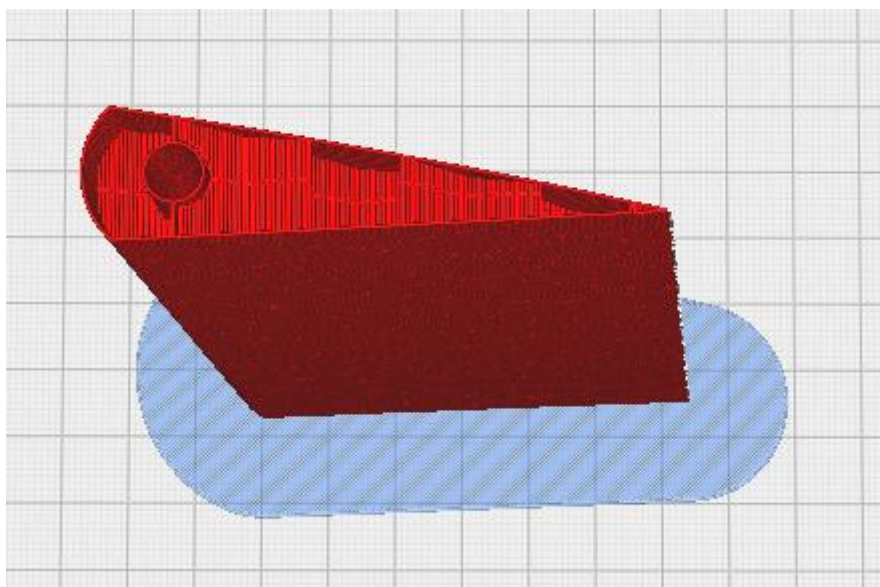


Рисунок 3.4.1.10 – Схема побудови закрилка

3.4.2. Схеми побудови сегментів хвостової частини

На рисунках 3.4.2.1 – 3.4.2.5 представлені схеми побудови сегментів хвостового оперення. У деталях що модифіковані під друк методом «вази», точка переходу знаходиться в одному місці, що підтверджує коректність побудови та можливість виготовлення обраним методом. Інші деталі, як видно зі схем, призначені для стандартного 3D-друку не мають помилок.

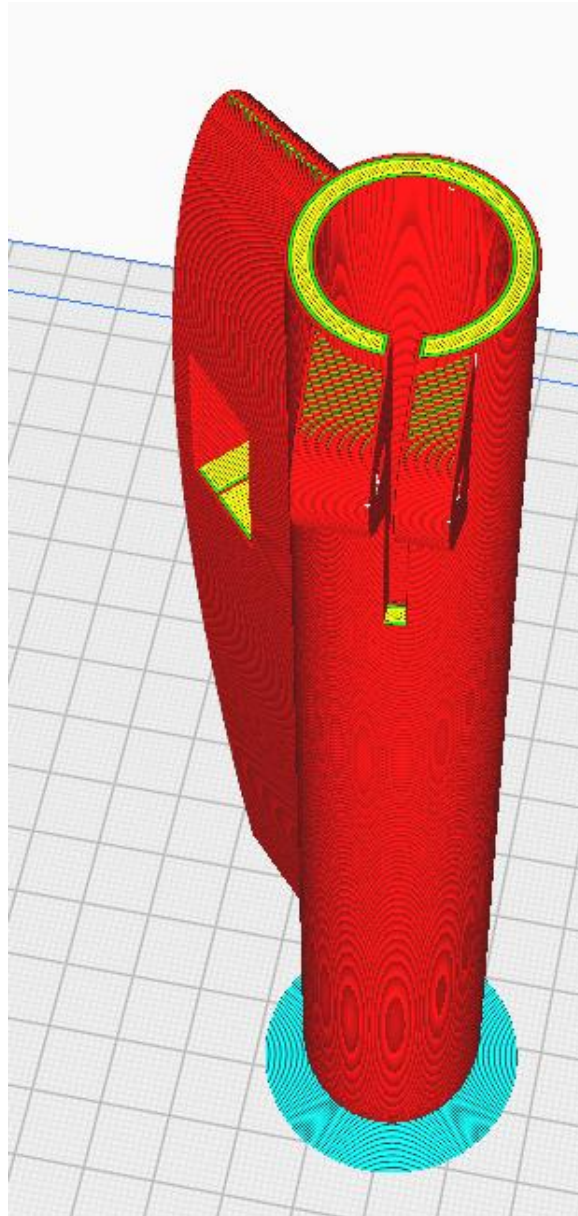


Рисунок 3.4.2.1 – Схема побудови першого сегменту хвостового оперення

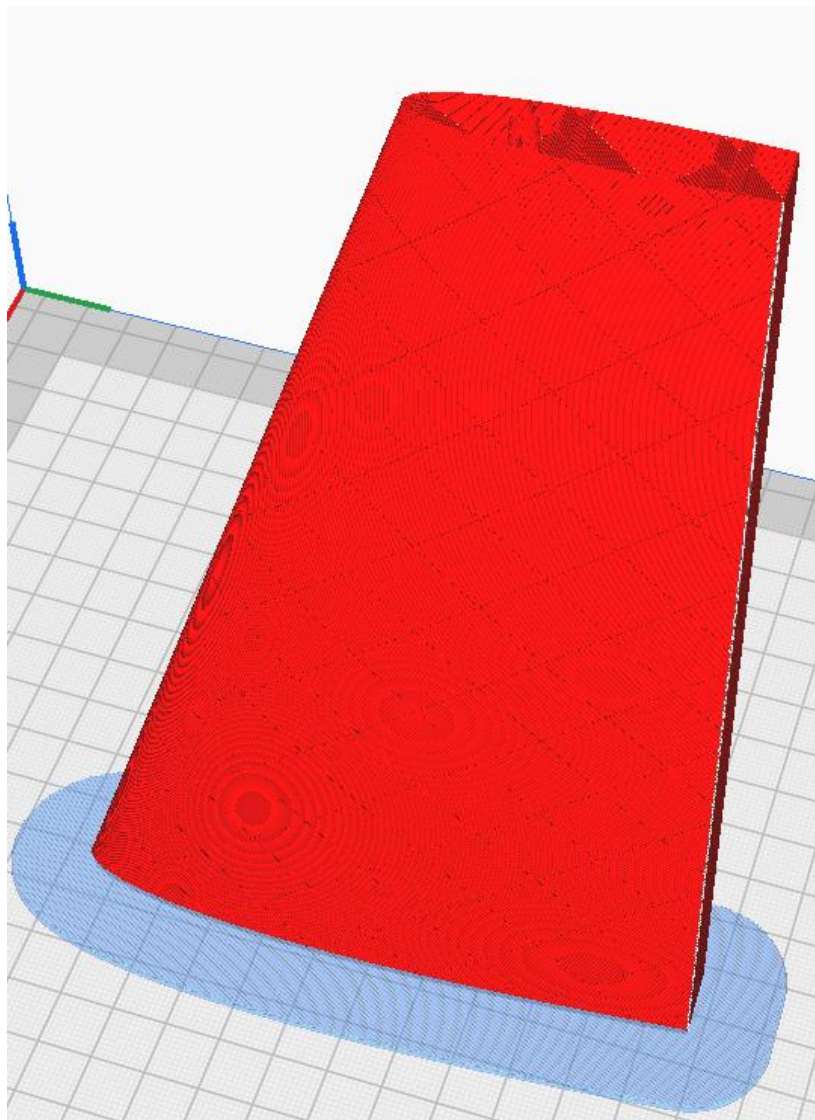


Рисунок 3.4.2.2 – Схема побудови другого сегменту хвостового оперення

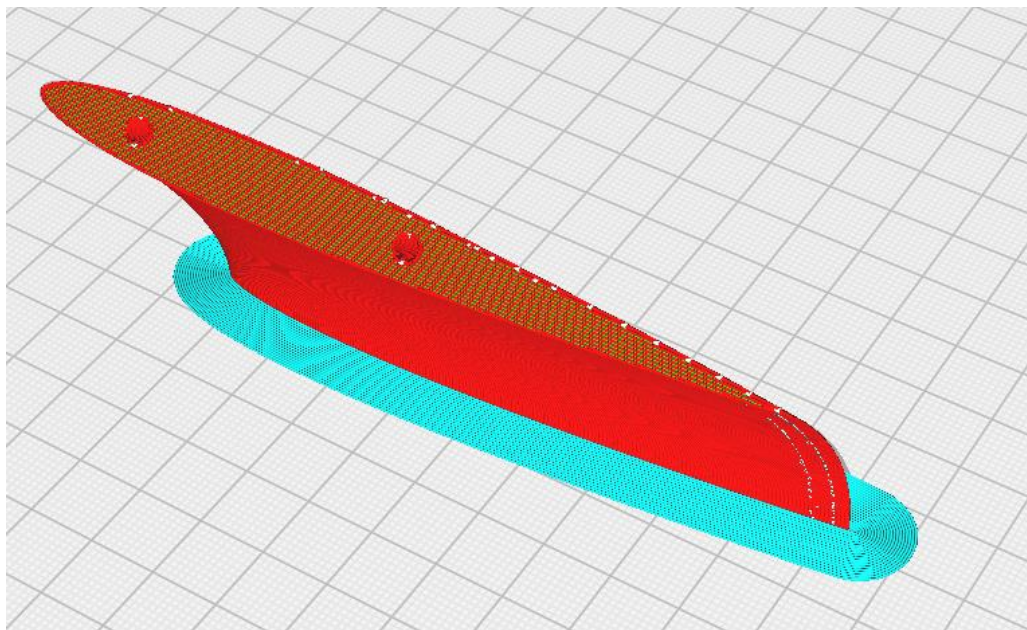


Рисунок 3.4.2.3 – Схема побудови третього сегменту хвостового оперення

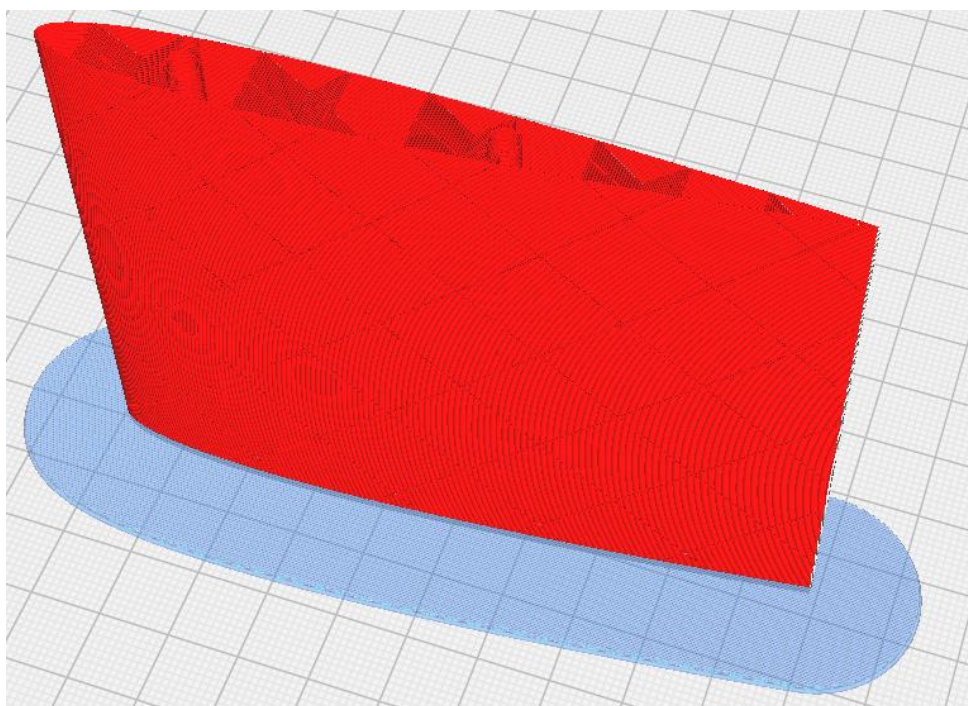


Рисунок 3.4.2.4 – Схема побудови четвертого сегменту хвостового оперення

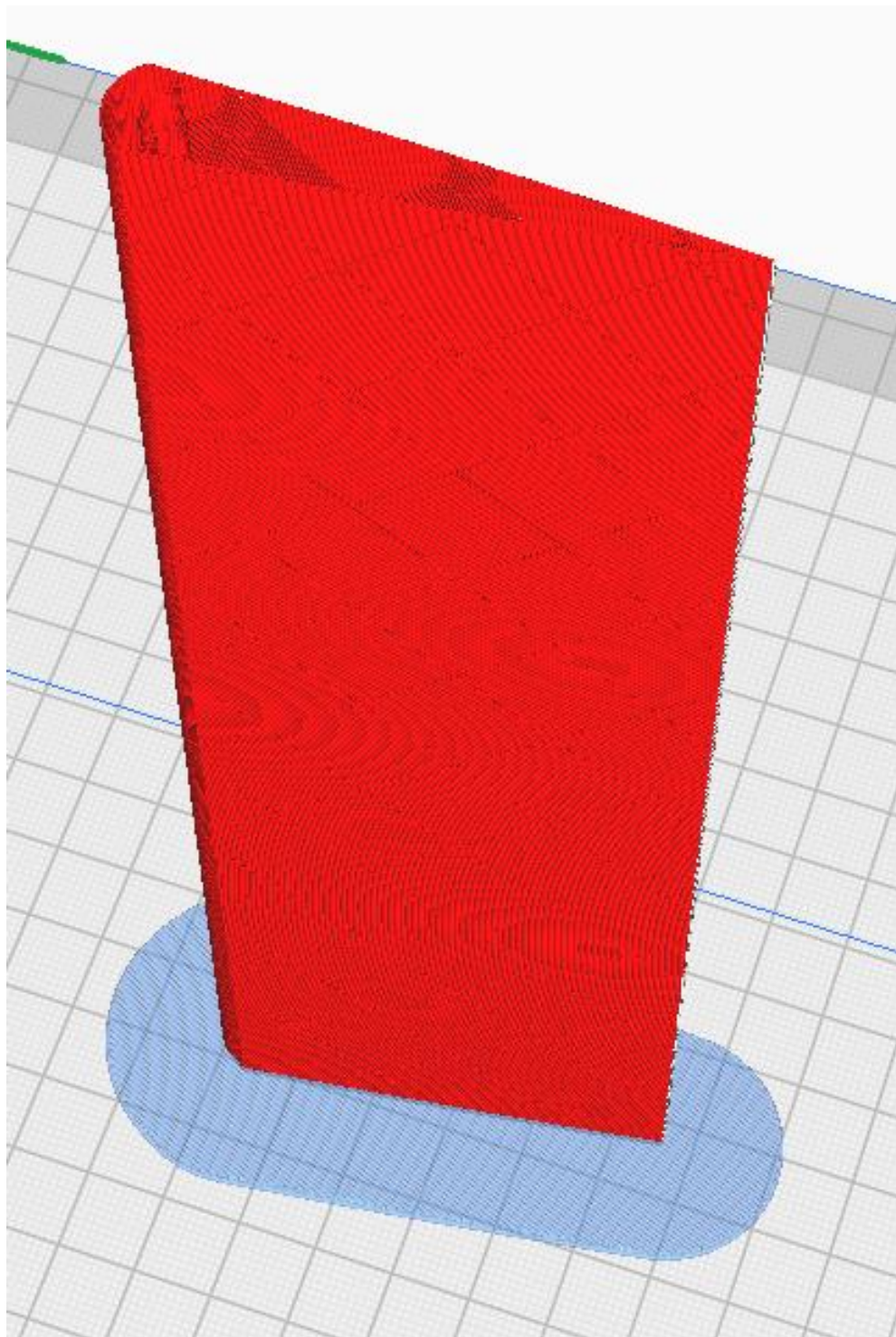


Рисунок 3.4.2.5 – Схема побудови рульової поверхні хвостового оперення

3.4.3. Схеми побудови сегментів фюзеляжу

На рисунках 3.4.3.1 – 3.4.3.5 представлені схеми побудови сегментів фюзеляжу. У всіх випадках точка переходу знаходиться на відокремлюваній частині моделі. В цьому випадку ми також бачимо вірну побудову моделей і можливість їх виготовлення методом безперервного друку.

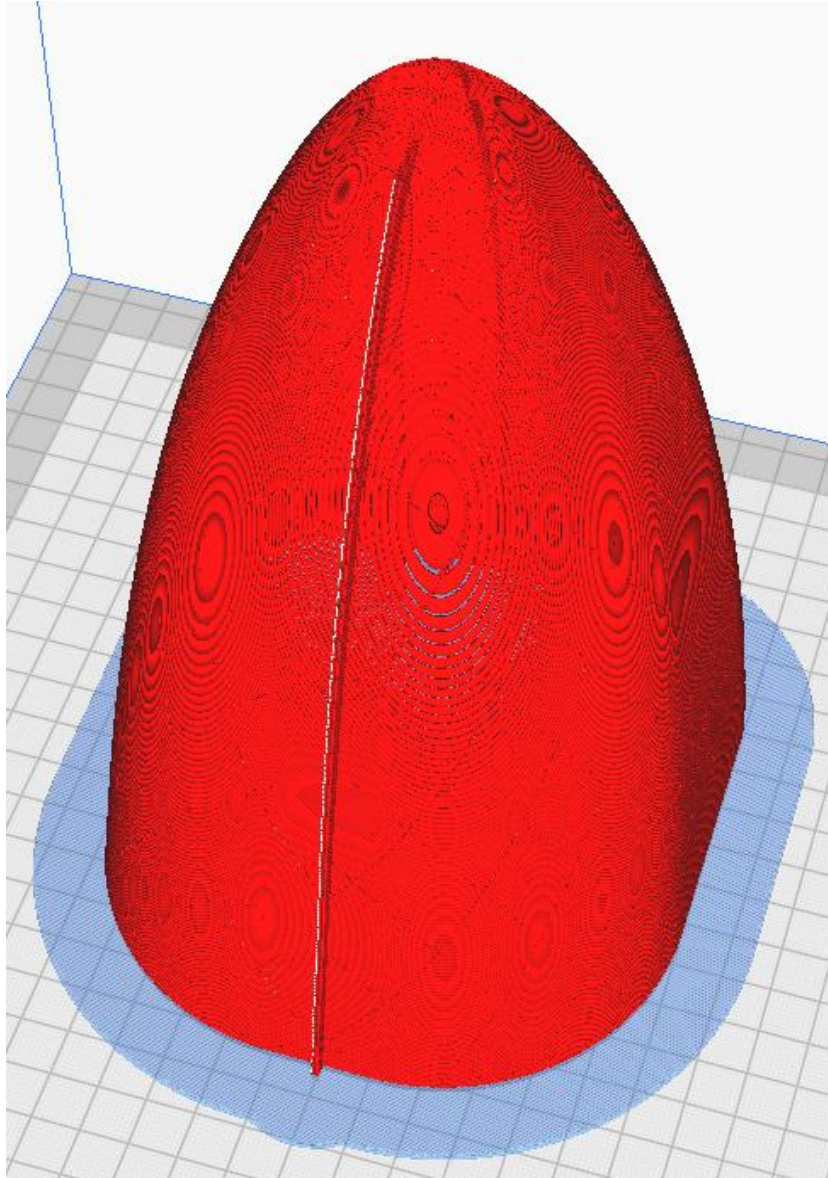


Рисунок 3.4.3.1 – Схема побудови першого сегменту фюзеляжу

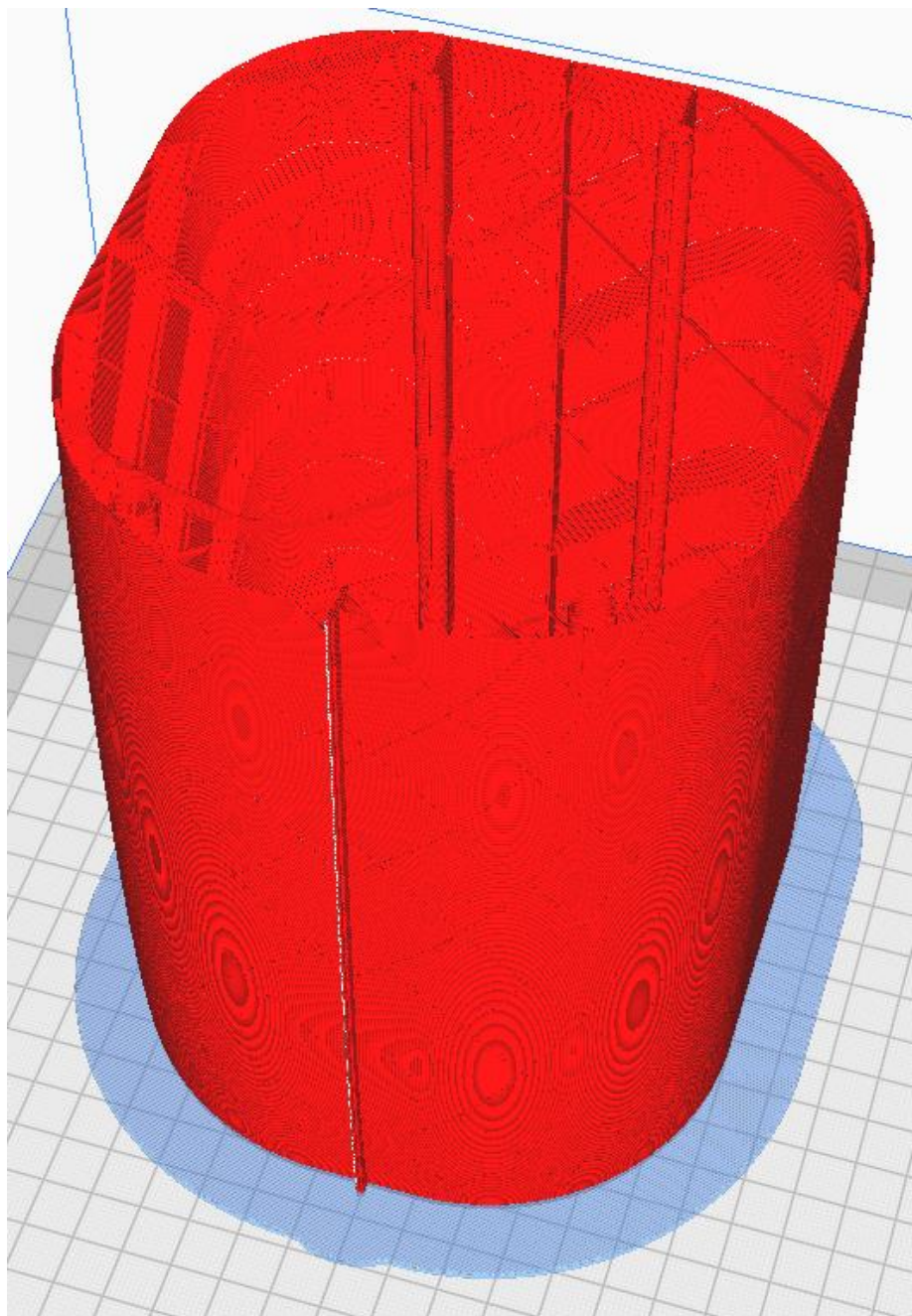


Рисунок 3.4.3.2 – Схема побудови другого сегменту фюзеляжу

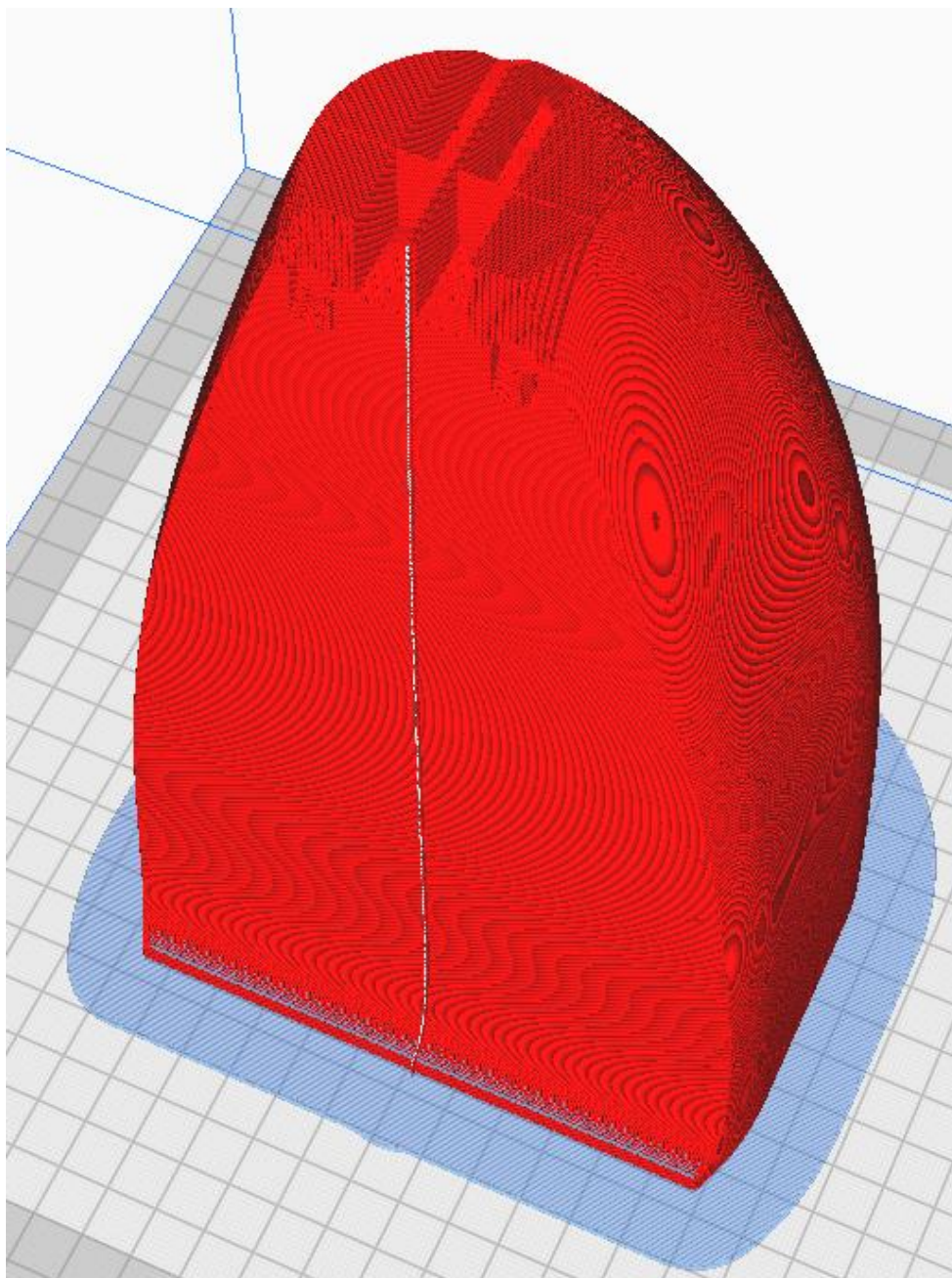


Рисунок 3.4.3.3 – Схема побудови третього сегменту фюзеляжу

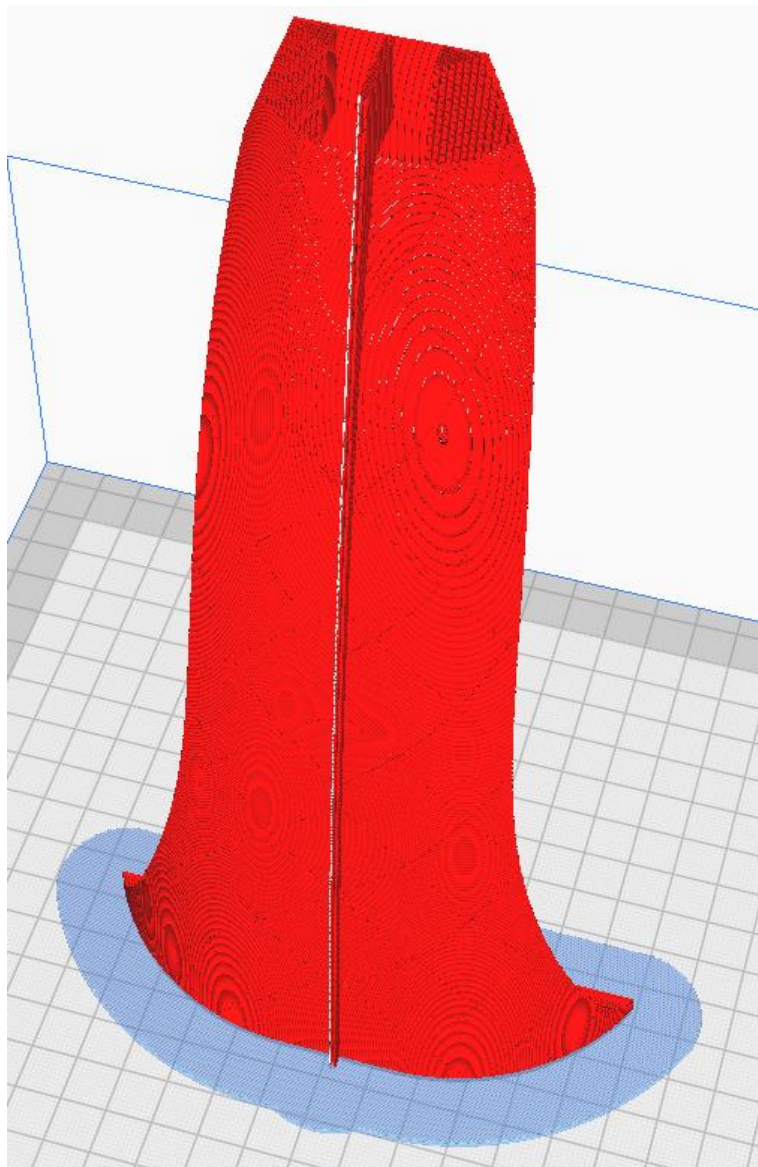


Рисунок 3.4.3.4 – Схема побудови четвертого сегменту фюзеляжу

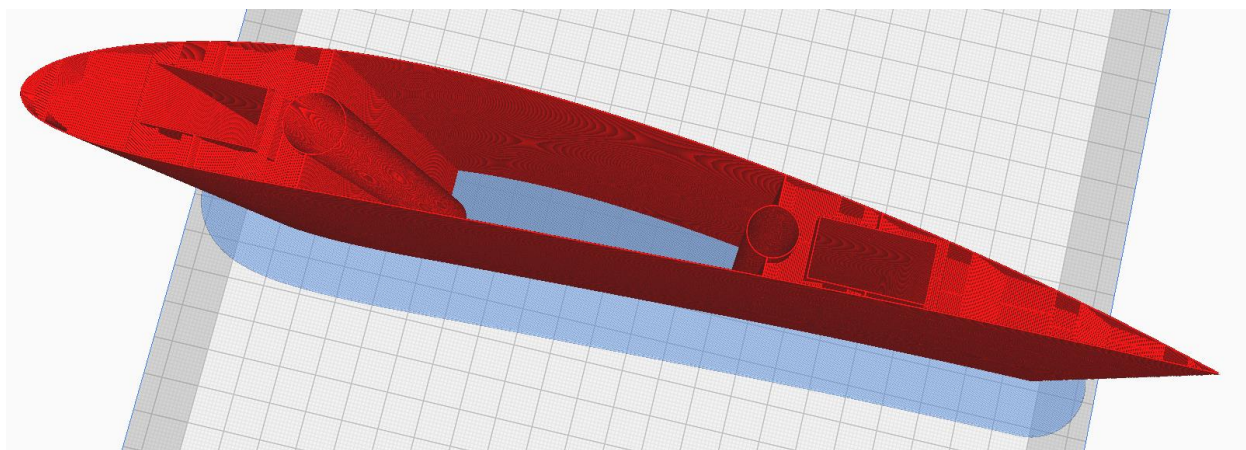


Рисунок 3.4.3.5 – Схема побудови п'ятого сегменту фюзеляжу

3.4.4. Схеми побудови елементів кріплень

На рисунках 3.4.4.1 – 3.4.4.3 представлені схеми побудови кріплень. На схемі побудови кришки крила помітно, що лінія переходу знаходиться тільки на ребрі прямокутної основи, знову що демонструє вірну побудову моделі і можливість її виготовлення методом безперервного друку. Інші моделі підходять під 3D друк звичайними методами. Важливо зазначити, що в деяких випадках краще застосовувати підтримки у вигляді дерева, наприклад при друці кронштейна, для легкого очищення деталі.

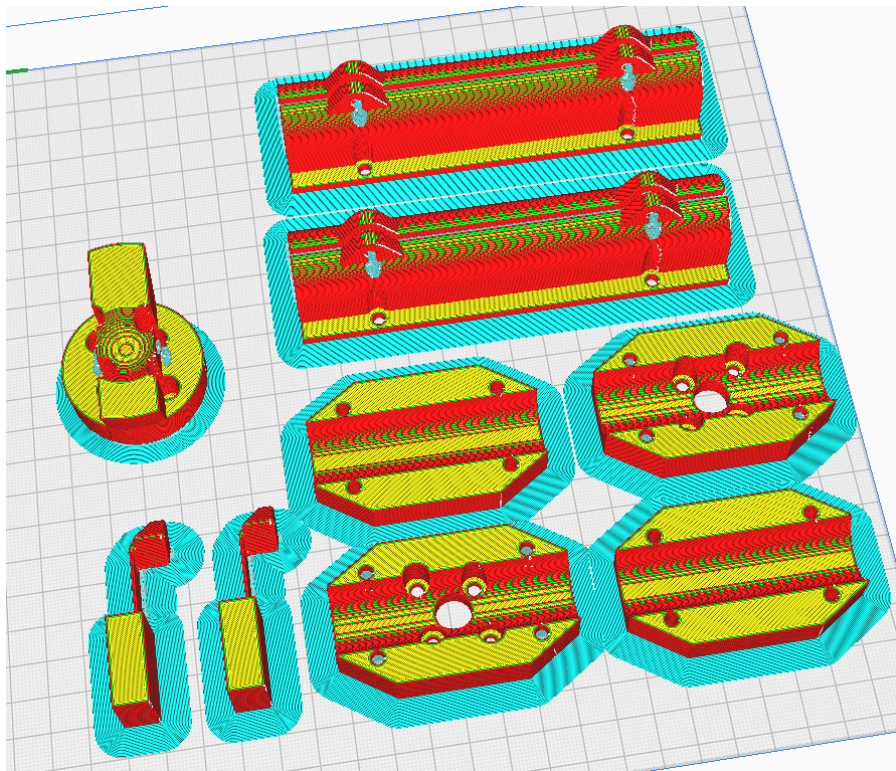


Рисунок 3.4.4.1 – Схема побудови елементів звичайним методом 3D друку

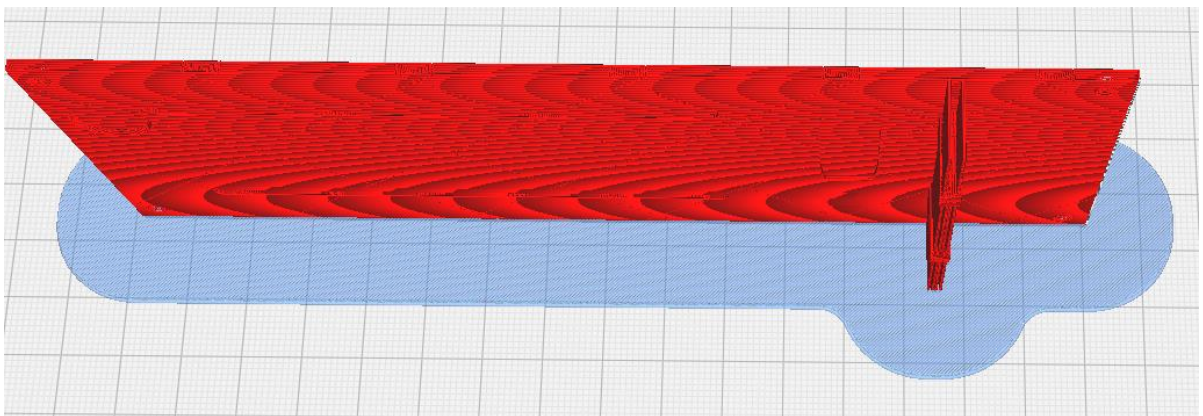


Рисунок 3.4.4.2 – Схема побудови кришки крила методом «вази»

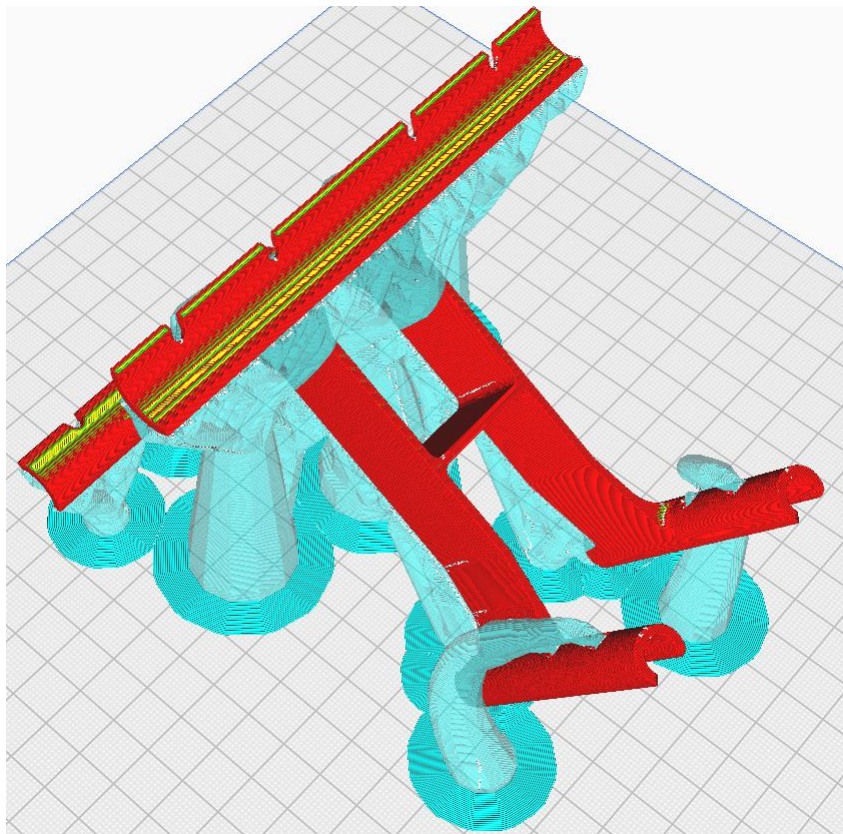


Рисунок 3.4.4.3 – Схема побудови кронштейну

3.5. Розрахунок крила на міцність

Для перевірки міцності та жорсткості спроектованої конструкції крила було проведено статичний розрахунок методом скінченних елементів у програмному середовищі SolidWorks Simulation. Даний етап дасть нам розуміння правильності підбору матеріалів і геометричних характеристик конструкційних елементів крила. Будемо відштовхуватися від відхилення крила. Враховуючи, що крило за своєю природою повинно бути певною мірою гнучким, незначний прогин конструкції є допустимим.

Розрахунок навантажень відбувався на основі максимальній злітній масі даної моделі дрона. При максимальній зазначеній злітній масі даної моделі в 6 кг підйомна сила повинна дорівнювати 60 Н. Для перевірки запасу міцності конструкції значення навантаження збільшуємо до 100 Н. Таким чином, на одне крило діє еквівалентна сила в 50 Н. Також у розрахунку враховано дію сили тяжіння при прискоренні $g = 10\text{м/с}^2$. В розрахунковій моделі налаштовано

взаємодію між елементами, а компоненти до яких відбувається кріплення крила зафіксовані.

На рисунку 3.5.1 наведено модель для симуляції навантаження крила. В рисунках 3.5.2 – 3.5.4 наведені характеристики обраних матеріалів.

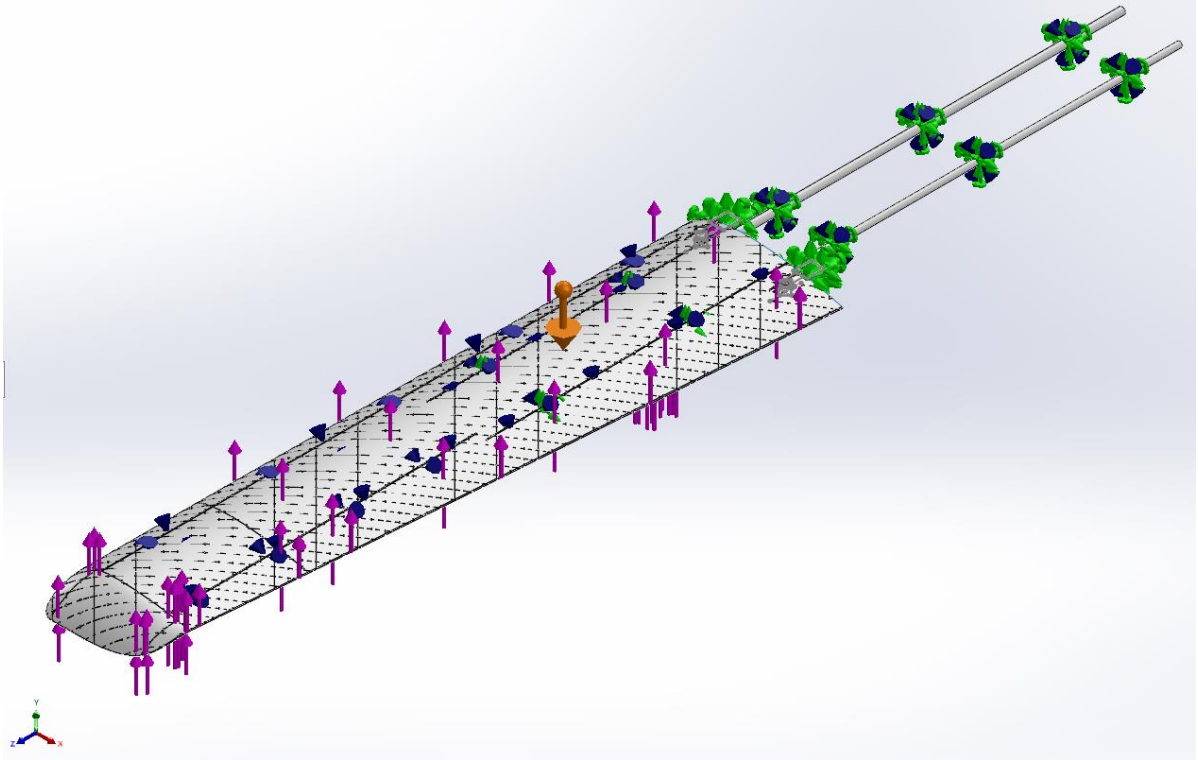


Рисунок 3.5.1 – Модель для симуляції навантаження крила

Свойство	Значение	Единицы измерения
Elastic Modulus	7e+10	Н/м ²
Poisson's Ratio	0.27	Не применимо
Shear Modulus		Н/м ²
Mass Density	1600	кг/м ³
Tensile Strength		Н/м ²
Compressive Strength		Н/м ²
Yield Strength	1000000000	Н/м ²
Thermal Expansion Coefficient		/К
Thermal Conductivity	0.2256	W/(м·К)
Specific Heat	1386	J/(кг·К)
Material Damping Ratio		Не применимо

Рисунок 3.5.2 – Характеристики карбону

Свойство	Значение	Единицы измерения
Elastic Modulus	3500000000	Н/м ²
Poisson's Ratio	0.35	Не применимо
Shear Modulus	2400000000	Н/м ²
Mass Density	1250	кг/м ³
Tensile Strength	50000000	Н/м ²
Compressive Strength	17926368.97	Н/м ²
Yield Strength	60000000	Н/м ²
Thermal Expansion Coefficient		/К
Thermal Conductivity	0.13	W/(м·К)
Specific Heat	1200	J/(кг·К)
Material Damping Ratio		Не применимо

Рисунок 3.5.3 – Характеристики PLA

Свойство	Значение	Единицы измерения
Elastic Modulus	1800000000	Н/м ²
Poisson's Ratio	0.35	Не применимо
Shear Modulus	926000000	Н/м ²
Mass Density	700	кг/м ³
Tensile Strength	30000000	Н/м ²
Compressive Strength	15000000	Н/м ²
Yield Strength	35000000	Н/м ²
Thermal Expansion Coefficient		/К
Thermal Conductivity	0.13	W/(м·К)
Specific Heat	1200	J/(кг·К)
Material Damping Ratio		Не применимо

Рисунок 3.5.4 – Характеристики PLA-LW

На рисунках 3.5.5 – 3.5.8 наведено результати моделювання. Згідно з отриманими результатами, в зоні з відсутніми внутрішніми елементами для спрощення геометричної моделі, максимальний вигин крила становить 1,16 мм.

На більшій частині поверхні крила, та внутрішніх елементах, прогин не перевищує 0,35 мм. Аналіз напружень за критерієм Мізеса показав, що максимальне локальне напруження, яке становить 1,62 МПа, тоді як у більшості елементів воно не перевищує 0,16 МПа. Для кращої репрезентації отриманих значень напружень обрано верхню межу градієнту рівною 1,6 МПа.

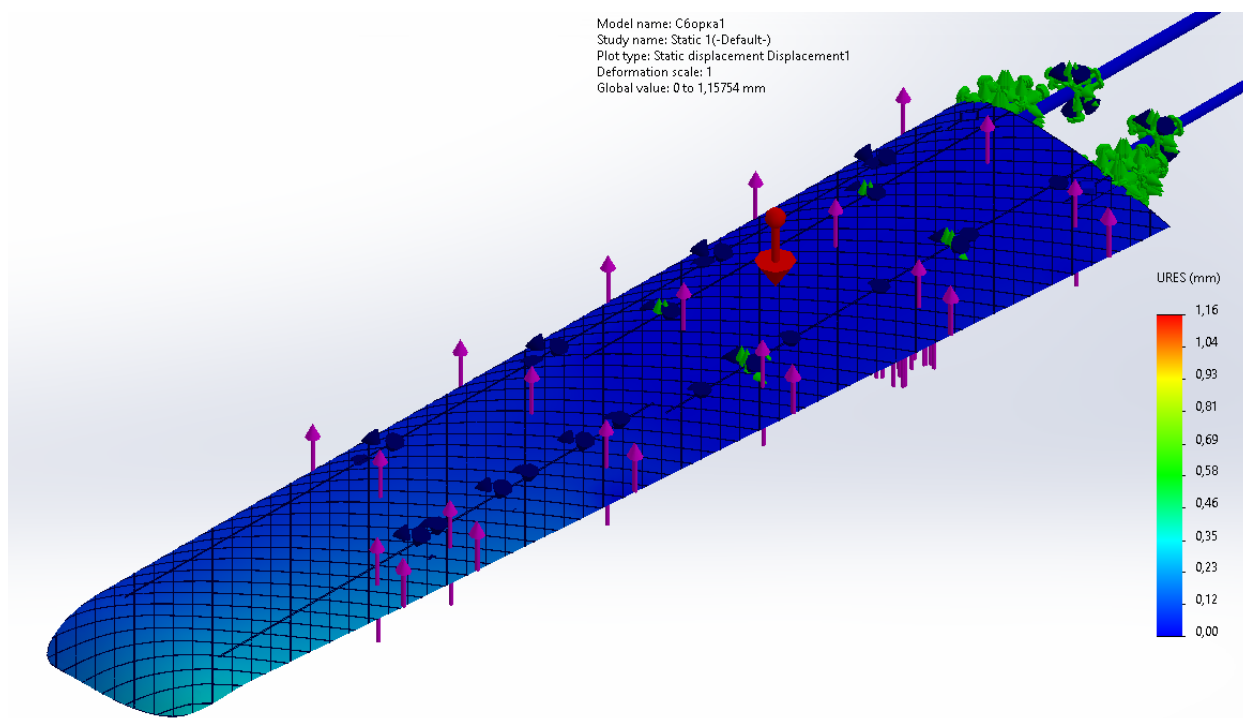


Рисунок 3.5.5 – Карта вигину крила

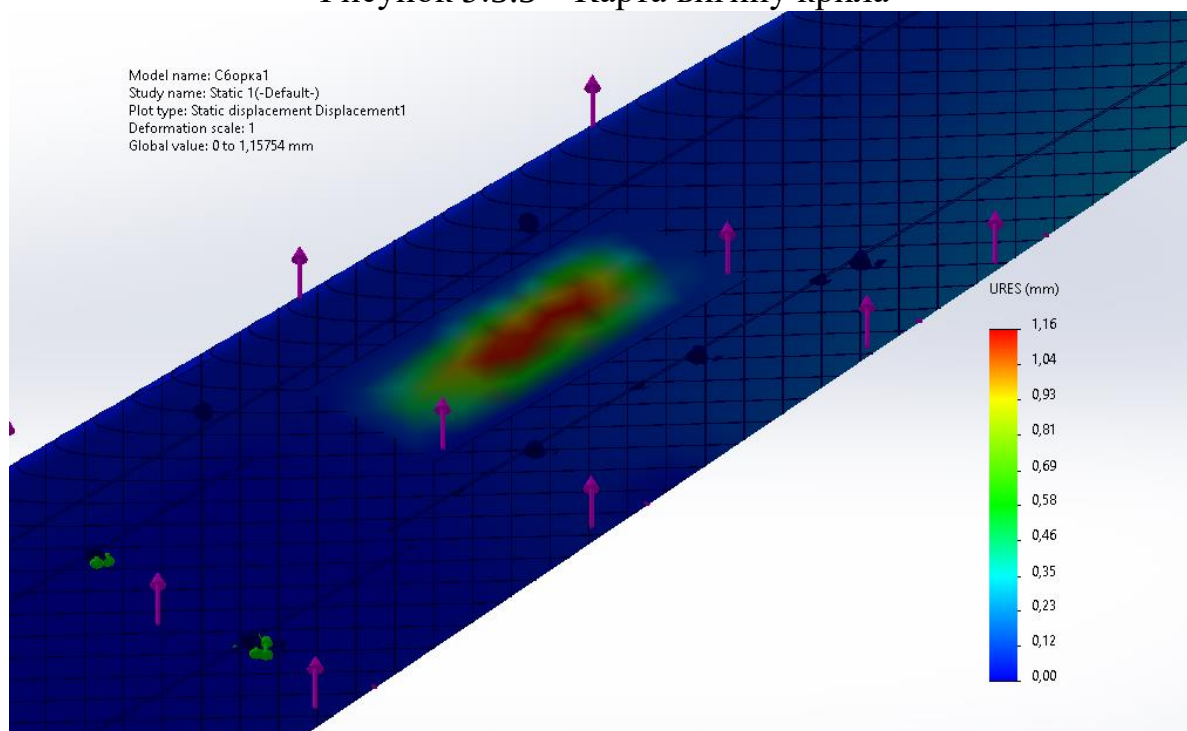


Рисунок 3.5.6 – Локальний вигин поверхні

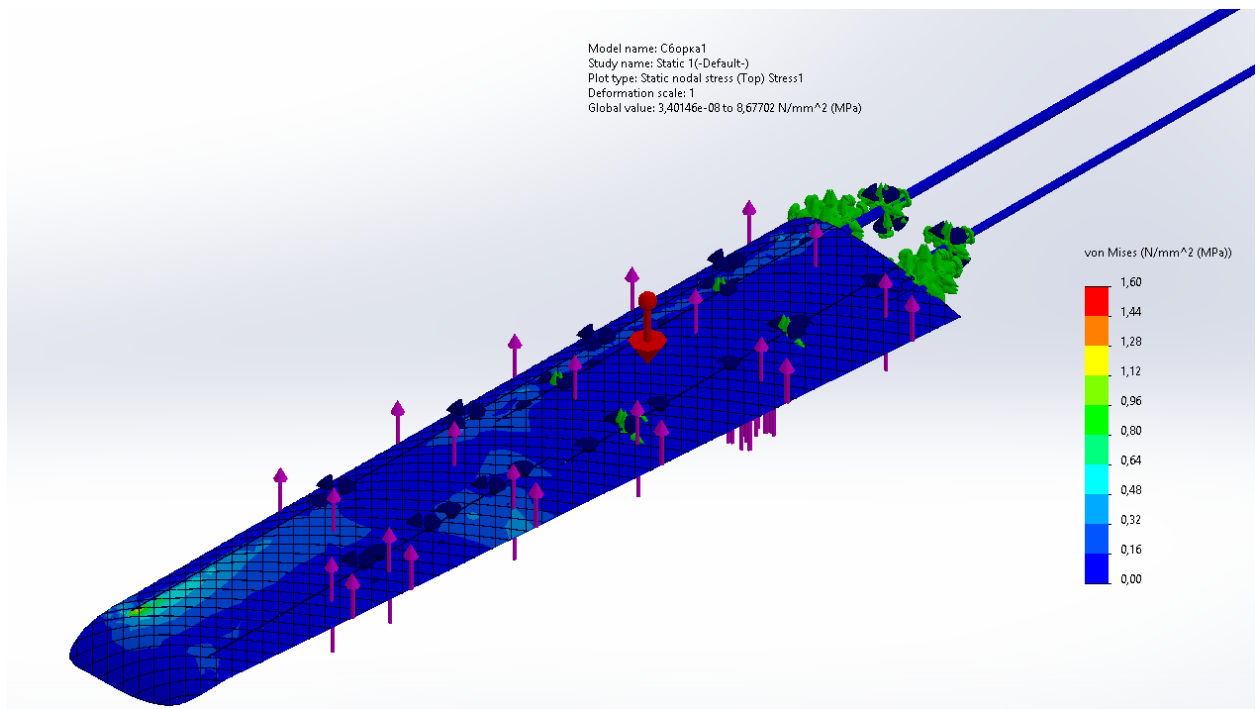


Рисунок 3.5.7 – Розподілення напруги на крилі

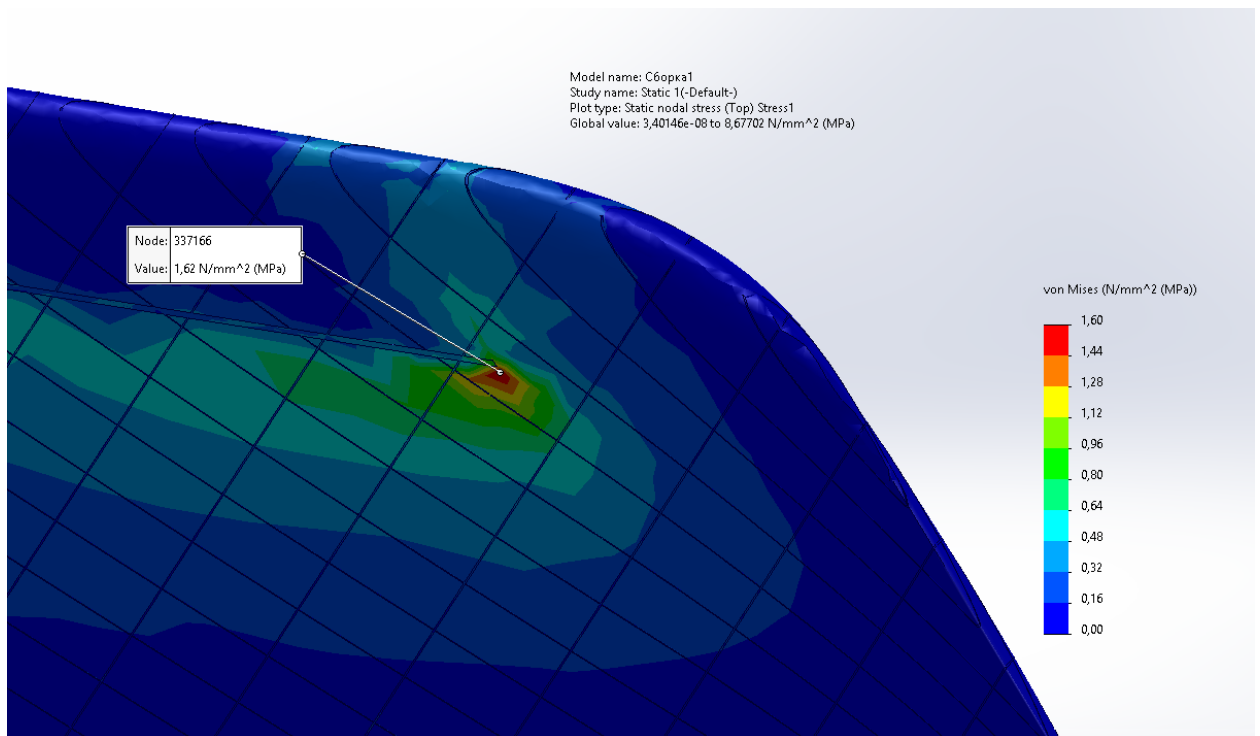


Рисунок 3.5.8 – Місце максимальної напруги

3.6. Налаштування принтера для друку моделей

Налаштування друку моделі грає важливу роль в якості виготовлення кінцевої деталі. Для розрізання моделі на шари і встановлення параметрів друку використовується програмне середовище Ultimaker Cura. Завдяки використанню цієї програми можна налаштувати такі параметри як: висота шару, швидкість друку, температура екструдера і сопла, що дозволяє досить точно контролювати друк деталей.

Виготовлення моделей сегментів адитивними методами, буде виконуватись з пластику PLA та його полегшеного варіанту PLA-LW. Ці пластики є поширеними варіантами в сфері адитивного виробництва для виготовлення деталей літальних апаратів. Вони мають низьку температуру друку та не потребують підігрівання робочої поверхні принтера. Також ще однією перевагою використання пластику PLA та PLA-LW, є відсутність неприємного запаху під час друку, чим не може похвалитись пластик ABS.

Пластики серії PLA є менш довговічними в порівнянні з ABS або PETG, і є сприятливими до нагрівання. За можливості його не варто використовувати при виготовленні деталей, які можуть бути зігнутими, перекрученими, або часто падати.

Для виготовлення деталей корпусу безпілотного літального апарата методом безперервного друку було використано 3D-принтер KLEMA 250, який наведено на рисунку 3.6.1. Принтер має забезпечити стабільну роботу під час тривалого друку великогабаритних тонкостінних виробів. Для побудови моделей сегментів принтер має робочий стіл розмірами 250x250x350 мм, що дозволяє друкувати доволі великі деталі. Через наявність рейкових напрямних досягається чудова якість друку і хороша деталізація моделей, принтер має високу точність навіть при швидкості друку в 150 мм/сек. Принтер підтримує широкий діапазон температур нагрівання екструдера до 270 °C, що дозволяє виконувати друк із використанням більшості поширених видів термопластиків, включно з PLA, PETG, ABS та іншими матеріалами, які потребують високотемпературної

екструзії. Принтер оснащений металевим каркасом і корпусом, що підвищує загальну стійкість конструкції та зменшує шанс появи браку під час друку внаслідок вібрацій чи деформацій рами. Завдяки високій точності механіки обладнання забезпечується якість друку до 40 мкм, що дозволяє досягти максимальної деталізації поверхонь та геометричної точності виготовлених моделей.



Рисунок 3.6.1 – Принтер KLEMA 250

Перед початком друку проводилося калібрування робочої поверхні, перевірка горизонтальності стола та тестове налаштування екструдера. Вирівнювання платформи здійснювалось вручну за допомогою індикаторної системи контролю зазорів, після чого виконувалася перевірка адгезії шару до платформи. Для забезпечення високої якості друку і мінімальної ваги деталей були обрані параметри, характерні для методу друку «вази», тобто друк із безперервним контуром без заповнення внутрішніх шарів.

Підбір режимів друку здійснювався експериментально з врахуванням особливостей технології безперервного друку за принципом «вази». В таблицях

3.6.1 – 3.6.8 наведено обрані параметри друку, для виготовлення елементів сегментів безпілотного літального апарату методами адитивного виробництва.

Під час вибору налаштувань було враховано властивості матеріалів PLA-LW, що має знижену густину завдяки мікроскопічним повітряним порам, які утворюються в процесі термічного розширення нитки під час друку. Для друку деяких елементів з PLA потрібно перемкнути поверхневий режим на значення нормаль, та вимкнути спіральний друк зовнішнього шару.

Таблиця 3.6.1 – Налаштування якості друку

Параметр	Значення	Одиниця вимірювання
Висота шару	0,3	мм
Висота першого шару	0,3	мм
Ширина лінії стінки	0,4	мм

Таблиця 3.6.2 – Налаштування друку стінок

Параметр	Значення	Одиниця вимірювання
Товщина стінок	0,4	мм
Кількість ліній стінки	1	—
Довжина переходу до стінки	0,4	мм
Кількість розподілень по стінках	1	—
Граничний кут переходу між стінками	10	°
Поле фільтрації при переході між стінками	0,1	мм
Відстань очищення зовнішньої стінки	0,2	мм
Порядок побудови стінок	від внутрішніх до зовнішніх	—
Позиція Z-шва	спереду	—
X-координата для Z-шва	125	мм
Y-координата для Z-шва	0	мм

Таблиця 3.6.3 – Налаштування подачі матеріалу

Параметр	Значення	Одиниця вимірювання
Температура сопла	240	°C
Температура друку першого шару	240	°C
Початкова температура друку	230	°C
Кінцева температура друку	225	°C
Температура стола	60	°C
Температура стола для першого шару	60	°C
Коефіцієнт масштабування для компенсації усадки	100	%
Потік матеріалу	70	%

Таблиця 3.6.4 – Налаштування охолодження

Параметр	Значення	Одиниця вимірювання
Швидкість вентилятора	100	%
Затримка до підвищення швидкості	10	с
Початкова швидкість вентилятора	0	%
Висота увімкнення звичайної швидкості вентилятора	0	мм
Шар увімкнення звичайної швидкості вентилятора	1	—
Мінімальний час друку шару	5	с
Мінімальна швидкість друку	10	мм/с
Температура при багат шаровому друці	240	°C

Таблиця 3.6.5 – Налаштування швидкості друку

Параметр	Значення	Одиниця вимірювання
Швидкість друку	60	мм/с
Швидкість заповнення	60	мм/с
Швидкість друку стінок	30	мм/с
Швидкість друку зовнішньої стінки	30	мм/с
Швидкість переміщення	60	мм/с

Таблиця 3.6.6 – Налаштування прилипання моделі до столу

Параметр	Значення	Одиниця вимірювання
Тип прилипання до столу	підкладка	–
Ширина додаткового поля підкладки	15	мм
Згладжування країв підкладки	5	мм
Повітряний зазор під підкладкою	0,3	мм
Товщина нижнього шару підкладки	0,36	мм
Ширина лінії нижнього шару підкладки	0,8	мм
Кількість середніх шарів підкладки	1	–
Товщина середнього шару підкладки	0,45	мм
Ширина лінії середнього шару підкладки	0,8	мм
Кількість верхніх шарів підкладки	2	–
Товщина верхнього шару підкладки	0,3	мм
Ширина лінії верхнього шару підкладки	0,4	мм
Швидкість друку нижнього шару підкладки	22,5	мм/с
Швидкість друку середнього шару підкладки	22,5	мм/с
Швидкість друку верхнього шару підкладки	30	мм/с
Швидкість вентилятора під час друку підкладки	0	%
Потік матеріалу для підкладки	100	%

Таблиця 3.6.7 – Спеціальні режими

Параметр	Режим друку вазою	Друк твердотільної моделі
Поверхневий режим	поверхня	нормаль
Спіральний друк зовнішнього контуру	так	ні
Згладжування спіральних контурів	так	ні

Таблиця 3.6.8 – Експериментальні налаштування

Параметр	Значення	Одиниця вимірювання
Допуск слайсингу	середній	–
Кут нависання стінки	90	°
Групування зовнішніх стінок	так	–

За рекомендаціями інженерів програмного устаткування UltiMaker краще обирати розмір першого шару у 0,27 мм, в наших налаштуваннях було обрано висоту першого шару на рівні 0,3 мм, це налаштування і наступні будуть наближеними до рекомендованих. Для режиму «спірального контуру» кількість стінок становить одну, а заповнення відсутнє, що дозволяє сформувати безперервну тонкостінну оболонку корпусу.

Для задання ширини шарів використовується параметр ширина лінії. При збільшенні значення збільшується швидкість друку, але погіршується деталізація готової деталі, та можливі проблеми з екструзією матеріалу з сопла устаткування. При зменшенні цього значення падає швидкість друку, але стає краще деталізація деталей. За рекомендованими значеннями у 0,38 мм, в наших налаштуваннях було встановлено ширину лінії як 0,4 мм.

Температура друку встановлено в діапазоні 230–240 °С, що забезпечує рівномірне спінення PLA-LW, тоді як температура робочого столу встановлена на 60 °С, нагрів якого має покращити прилипання деталі до робочого столу, а також зменшити наступні викривлення та інші дефекти надрукованої моделі. Для охолодження і швидшої фіксації спіненого філаменту швидкість вентилятора встановлена на 100 % після перших шарів.

Швидкість друку для зовнішніх контурів обмежена до 30 мм/с, що сприяє формуванню рівної поверхні без розривів шарів, а переміщення між елементами здійснюється зі швидкістю 60 мм/с для скорочення загального часу побудови моделі.

Для поліпшення адгезії до платформи застосовано тип прилипання «підкладка», яка формує додатковий шар шириною 15 мм навколо моделі, запобігаючи відшаровуванню під час друку великих деталей. При збільшенні цього шару буде утворюватися добра адгезія, що краще зафіксує заготовку на робочій поверхні. У параметрах спеціальних режимів активовано функцію «спірального друку зовнішнього контуру», що забезпечує безперервний друк кожного шару моделі.

3.7. Огляд надрукованих деталей

При аналізі надрукованого сегменту фюзеляжу було виявлено що діаметри отворів мають нерівномірні відхилення по всій довжині. Що свідчить про короблення матеріалу в процесі охолодження шару під час друку.

У профілі крила було проаналізовано два технологічні отвори. Фактичні розміри першого отвору становлять 10,3–10,5 мм при заданому діаметрі 11,2 мм. Для другого отвору отримано 8,44–8,46 мм замість 9,2 мм. Наявне зменшення діаметрів приблизно на 0,7–0,8 мм. Отвори для прутків біля підлоги фюзеляжу мають фактичний розмір 4,1 мм при номіналі 5 мм.

Модель першого сегменту крила має пази для встановлення елементів кріплення від центроплану. Під час спроби механічного прорізання отворів було виявлено, що надруковані сегменти практично не піддаються ріжучому інструменту, тому для доопрацювання сегментів вирішено використовувати паяльник який дозволяє виплавити необхідні отвори. Також це дозволяє швидко ремонтувати виготовлені сегменти шляхом локального наплавлення пластику того ж типу, з якого виготовлена деталь.

На рисунках 3.7.1 – 3.7.4 наведено надруковані сегменти дрона у розібраному стані.



Рисунок 3.7.1 – Надруковані сегменти фюзеляжу



Рисунок 3.7.2 – Центроплан



Рисунок 3.7.3 – Крыло

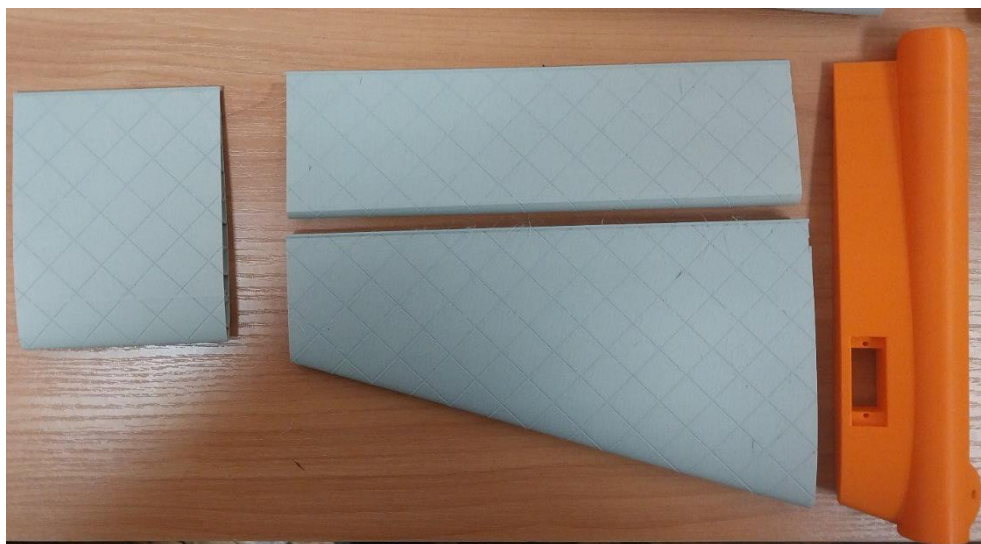


Рисунок 3.7.4 – Хвостовая часть

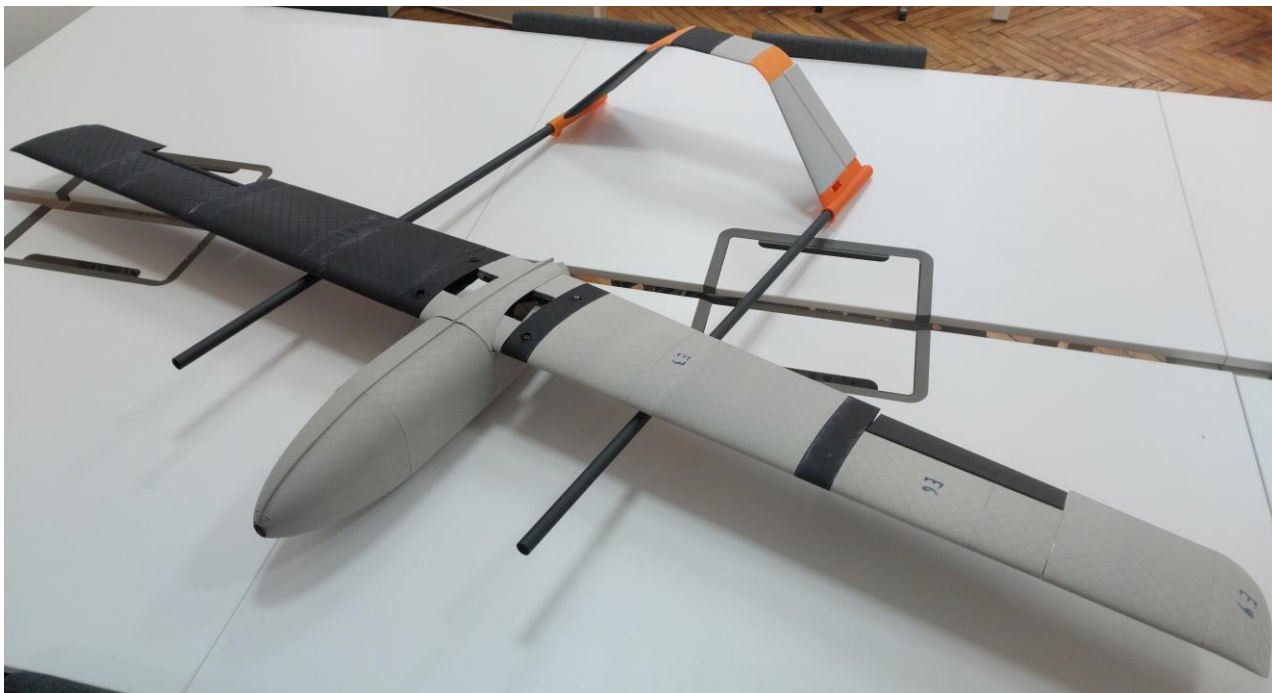


Рисунок 3.7.5 – Модифікована модель дрону

3.8. Висновки до третього розділу

В третьому розділі виконано модернізацію моделей планера для виготовлення методом «вази». Описано підхід до конструювання, що полягає у створенні твердотільних моделей з подальшим нанесенням розрізів для формування внутрішньої сітки. Проведено аналіз та визначено оптимальну форму внутрішнього заповнення, обрано квадратну сітку.

На основі обраної методики розроблено 3D-моделі всіх сегментів крила , хвостового оперення та фюзеляжу. Розроблено моделі кріплень. Підготовлено та продемонстровано схеми 3D-друку для всіх сегментів у середовищі UltiMaker Cura. Виконано розрахунок крила на міцність методом скінченних елементів для перевірки жорсткості конструкції. Наведено детальні налаштування слайсера, необхідні для виготовлення деталей з матеріалу PLA-LW у режимі безперервного друку, та PLA для твердотільних елементів.

ОХОРОНА ПРАЦІ

У цьому розділі наведено опис основних вимог техніки безпеки, яких необхідно дотримуватись під час роботи з 3D принтером у процесі виготовлення елементів планера безпілотного літального апарата [20].

1. Загальні положення

1.1. Інструкція встановлює основні вимоги з охорони праці під час роботи на 3D-принтері та поширюється на всіх працівників, які виконують роботи з використанням цього обладнання.

1.2. До роботи з 3D-принтером допускаються особи, які пройшли навчання, інструктаж з охорони праці та ознайомлені з технічними характеристиками обладнання.

1.3. Працівники зобов'язані:

- дбати про особисту безпеку і здоров'я, а також про безпеку і здоров'я оточуючих осіб в процесі виконання будь-яких робіт чи під час перебування на території підприємства;
- знати та виконувати вимоги нормативно-правових актів з охорони праці, правила поведінки устаткуванням та іншими засобами виробництва, користуватися засобами колективного та індивідуального захисту;
- проходити у встановленому законодавством порядку попередні та періодичні медичні огляди.
- виконувати правила внутрішнього розпорядку:
- не допускати до робочої зони сторонніх осіб;
- не виконувати вказівок, які суперечать правилам охорони праці;
- уміти надавати першу домедичну допомогу потерпілим від нещасних випадків.

1.4. Робота з 3D-принтером допускається лише у приміщеннях з природною або штучною вентиляцією.

1.5. Для збереження пластика на катушці від впливу прямих сонячних променів необхідно використовувати сонцезахисні засоби (штори, жалюзі, плівку з металізованим покриттям тощо).

1.6. У приміщенні слід підтримувати чистоту, порядок і регулярно проводити провітрювання.

1.7. Про всі виявлені під час роботи несправності обладнання необхідно повідомити відповідальну особу; у разі поломки – зупинити роботу до усунення небезпечних обставин.

1.8. У разі виникнення небезпеки негайно повідомити відповідальну особу.

1.9. Тримати у чистоті робоче місце та не засмічувати його сторонніми предметами.

1.10. До роботи з 3D-принтером допускаються особи, які пройшли попереднє навчання та відповідний інструктаж.

1.11. Заборонено зберігати та експлуатувати 3D-принтер у забрудненому приміщенні.

2. Вимоги безпеки перед початком роботи

2.1. Принтер повинен стояти на рівній, стійкій поверхні, подалі від легкозаймистих речовин, відкритого вогню та джерел води.

2.2. Перед початком роботи необхідно оглянути принтер, переконатися в справності обладнання та електропроводки. У разі виявлення несправностей до роботи не приступати.

2.3. Перевірити наявність та надійність заземлення обладнання.

2.4. Перевірити стан електричного шнура та вилки.

2.5. Переконатися у справності вимикачів та елементів управління 3D-принтером.

2.6. Ретельно провітрювати приміщення та впевнитися, що мікроклімат відповідає нормам: температура повітря – 18–20 °С у холодний період, 23–25 °С у теплий; відносна вологість – 40–60 %.

3. Вимоги безпеки під час роботи

3.1. Вмикати та вимикати 3D-принтер тільки вимикачами, забороняється проводити вимикання висмикуванням вилки з розетки.

3.2. Забороняється знімати захисні засоби з обладнання та працювати без них, а також торкатися до нагрітого екструдера та столика.

3.3. Не допускати до 3D-принтера сторонніх осіб, які не беруть участі у роботі.

3.4. Забороняється переміщувати та переносити 3D-принтер під час друку.

3.5. Забороняється під час роботи 3D-принтера пити поруч будь-які напої, приймати їжу.

3.6. Забороняється будь-яке фізичне втручання під час роботи 3D-принтера, за виключенням екстреної зупинки друку або аварійного вимкнення.

3.7. Забороняється залишати ввімкненим обладнання без нагляду.

3.8. Забороняється класти речі на або всередину 3D-принтера.

3.9. Неухильно дотримуватися вимог електробезпеки та пожежної безпеки.

3.10. Самостійно розбирати або ремонтувати 3D-принтер заборонено. Ці роботи може виконувати тільки спеціаліст.

3.11. Уникати потрапляння сторонніх предметів на рухомі частини обладнання.

3.12. Тривалість безперервної роботи з 3D-принтером не повинна перевищувати 8 годин на день.

4. Вимоги безпеки після закінчення роботи .

4.1. Вимкнути 3D-принтер з електромережі, для цього необхідно вимкнути тумблер на задній частині, а потім витягнути штепсельну вилку з розетки.

4.2. Зняти і протерти стіл 3D-принтера, який охолонув до кімнатної температури, чистою вологою тканиною або промити проточною водою та витерти насухо. Встановити стіл на місце.

4.3. Прибрати робоче місце (обрізки пластику, брак, інструменти тощо).

4.4. Ретельно провітрити приміщення, де знаходиться 3D- принтер.

5. Вимоги безпеки в аварійних ситуаціях

5.1. У разі виявлення несправності негайно вимкнути 3D-принтер з електромережі та повідомити відповідальну особу.

5.2. У випадку нещасного випадку:

- терміново надати першу домедичну допомогу потерпілому, забезпечити в разі необхідності його доставку до лікувально профілактичного закладу;

- повідомити відповідальну особу;

- зберегти до прибуття комісії з розслідування нещасного випадку обстановку на робочому місці у такому стані, в якому вони були на момент нещасного випадку (якщо це не загрожує життю чи здоров'ю інших працівників і не призведе до більш тяжких наслідків), а також вжити заходів до недопущення подібних випадків.

5.3. У випадку ураження працівника електричним струмом співробітникам необхідно:

- припинити дію електроструму на потерпілого, вимкнувши джерело струму чи звільнивши потерпілого від впливу електроструму;

- провести огляд потерпілого, визначити його стан та надати можливу допомогу;

- повідомити відповідальній особі;

- викликати медичного працівника для отримання першої домедичної допомоги, а у разі тяжкого стану, що потребує госпіталізації, викликати екстрену медичну допомогу за номером телефону 103.

5.4. При виникненні пожежі:

- припинити роботу;

- відключити електрообладнання;

- повідомити пожежу службу за телефоном 101;

- провести по можливості заходи з евакуації працівників, гасіння пожежі та збереження матеріальних цінностей.

ВИСНОВКИ

В магістерській дисертації проведено модернізацію моделі безпілотного літального апарата літакового типу для виготовлення технологією безперервного 3D-друку. Проведено аналіз адитивних технологій і визначено основні особливості друку методом «вази».

У першому розділі на основі аналізу літератури було виконано огляд технологій FDM-друку. Розглянуто найбільш розповсюджені матеріали застосовані в адитивному виробництві. Проведено аналіз конструктивних особливостей безпілотних літальних апаратів. Визначено переваги та обмеження безперервного друку, встановлено вимоги до геометрії деталей та матеріалів.

У другому розділі розглянуто конструкцію безпілотного літального апарату. Проведено порівняння властивостей кількох матеріалів, які підходять для друку полегшених конструкцій. Розглянуто параметри моделей крил, хвостового оперення та фюзеляжу.

У третьому розділі виконано моделювання основних елементів планера. Під час модифікування моделей розглянуто декілька шляхів побудови моделей. Для перевірки виконано моделі кількох пробних зразків, аналіз яких показав що частина конструкцій справді може виготовлятися методом «вази» без суттєвих проблем, а в інших сегментах краще використовувати звичайний 3D-друк.

В результаті магістерської роботи було модифіковано модель дрона для виготовлення методом безперервного друку. Визначено ключові параметри, що найбільше впливають на якість виготовлення деталей методом «вази». Отримані результати можна використати для вдосконалення конструкції безпілотного літального апарату, або для подальших робіт по темі легких безпілотників.

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Master thesis Master's Programme in Mechanical Engineering (60 credits) 3D printable quality control fixtures and its cost analysis Thesis in Mechanical Engineering, 15 credits Halmstad, May 27th, 2022 Viktor Rickardsson and Xinlei Li
2. Pop, Petru & Gheorghe, BEJINARU. (2010). MANUFACTURING PROCESS AND APPLICATIONS OF COMPOSITE MATERIALS. ANNALS OF THE ORADEA UNIVERSITY. Fascicle of Management and Technological Engineering.. XIX (IX), 2010/2. 10.15660/AUOFMTE.2010-2.1896.
3. Reddy, K & Tolcha, Solomon. (2019). ADDITIVE MANUFACTURING TECHNOLOGIES.
4. Anand, Shria & Mishra, Ankit. (2022). High-Performance Materials used for UAV Manufacturing: Classified Review. 10. 2811-2819.
5. Park, Y.-E.; Lee, S. Characterization of PLA/LW-PLA Composite Materials Manufactured by Dual-Nozzle FDM 3D-Printing Processes. Polymers 2024, 16, 2852.
6. Guo, Nannan & Leu, Ming. (2013). Additive manufacturing: Technology, applications and research needs. Frontiers of Mechanical Engineering. 8. 10.1007/s11465-013-0248-8.
7. Šostakaitė, L.; Šapranauškas, E.; Rudinskas, D.; Rimkus, A.; Gribniak, V. Investigating Additive Manufacturing Possibilities for an Unmanned Aerial Vehicle with Polymeric Materials. Polymers 2024, 16, 2600.
8. Hutsul, Taras & Zhezhera, Ivan & Tkach, Vladyslav. (2023). ОСОБЛИВОСТІ КЛАСИФІКАЦІЇ ТА МЕТОДІВ ВИБОРУ БПЛА. TECHNICAL SCIENCES AND TECHNOLOGIES. 201-212. 10.25140/2411-5363-2022-4(30)-201-212.
9. Aabid, Abdul & Parveez, Bisma & Parveen, Nagma & Khan, Sher & Raheman, Md Abdul & Zayan, Mohammed & Ahmed, Omar. (2022). Reviews on Design and Development of Unmanned Aerial Vehicle (Drone) for Different Applications. Journal of Mechanical Engineering Research and Developments. 45. 53-69.

10. Особливості застосування безпілотних літальних апаратів органами та підрозділами поліції: метод. рек. / А. А. Саковський, С. М. Наumenко, С. І. Кравченко, І. М. Єфіменко та ін. Київ: Нац. акад. внутр. справ. 2022. 72 с.
11. Titan Cobra VTOL [Електронний ресурс] // Skyraccoon. – Режим доступу: https://www.skyraccoon.com/aircraft/Titan-Dynamics_Titan-Cobra-VTOL_TCobra#manual
12. Безколекторний двигун T-Motor MN3510-13 KV700 [Електронний ресурс] // Radioland. – Режим доступу: <https://radioland.com.ua/products/tm-mn3510-700-brushless-motor-t-motor-mn3510-13-kv700-3-4s-555w-multicopters>
13. Безколекторний двигун SunnySky 4108 600KV [Електронний ресурс] // Hobbyt. – Режим доступу: <https://hobbyt.com.ua/product/motor-sunnysky-4108-480kv-600kv/>
14. Регулятор швидкості T-Motor F55A Pro 4-in-1 [Електронний ресурс] // Dron-shop. – Режим доступу: <https://dron-shop.com.ua/ru-ru/fpv/fpv-gps-modules/t-motor-f55a-pro>
15. Регулятор швидкості Emax Bullet Series 35A ESC [Електронний ресурс] // iDrone. – Режим доступу: <https://idrone.com.ua/regulyator-skorosti-emax-bullet-series-35a-esc-blheli-s>
16. Польотний контролер Matek F405-WTE [Електронний ресурс] // Drono Store. – Режим доступу: <https://drono.store/flight-controllers/734-polotnij-kontroler-matek-flight-controller-f405-wte.html>
17. Акумулятор Turnigy Li-Po 10000mAh 4S [Електронний ресурс] // Magnits. – Режим доступу: <https://www.magnits.com.ua/akkumulyator-litij-polimerniy-10000mah-4s-12c-turnigy-xt90.html>
18. Li-Ion акумуляторна збірка 4S6P [Електронний ресурс] // PolyDrone. – Режим доступу: <https://polydrone.com.ua/ua/p1918987044-ion-akumulyator-batareya.html>

19. Сервопривід Emax ES08MA II [Електронний ресурс] // А-Radio. – Режим доступу: <https://a-radio.com.ua/ru/servodvyhun-emax-es08ma-ii-analohovyi-metalevi-shesterni/>
20. Інструкція з охорони праці при роботі на 3D принтері [Електронний ресурс] // Національний авіаційний університет. – Режим доступу: https://nau.edu.ua/site/variables/news/2025/5/інструкція_з_охорони_праці.pdf

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ

1. Немчинов С. С., Сохан Д. В. Розробка технології виготовлення дрона 3D друком методом вази // Інновації молоді в машинобудуванні : матеріали наук. конф., м. Київ, трав. 2025 р. / КПІ ім. Ігоря Сікорського, Ін-т мех. інженерії і машинобудування. — Київ, 2025. — Режим доступу: <https://imm-mmi.kpi.ua/imm2025/paper/view/33179>