

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
МЕХАНІКО-МАШИНОБУДІВНИЙ ІНСТИТУТ
КАФЕДРА ДИНАМІКИ І МІЦНОСТІ МАШИН ТА ОПОРУ МАТЕРІАЛІВ

«На правах рукопису»
УДК _____

«До захисту допущено»
Завідувач кафедри
_____ Сергій ПИСКУНОВ
«__» _____ 2021 р.

Магістерська дисертація
на здобуття ступеня магістра
за освітньо-професійною програмою «Динаміка і міцність машин»
зі спеціальності 131 «Прикладна механіка»
на тему:
«Проектувальний розрахунок на міцність нижньої панелі передньої
кромки крила літака»

Виконав:
студент VI курсу, групи МП-01мп
Сороколіт Ігор Олегович _____

Керівник:
д.т.н., проф.
Бобир Микола Іванович _____

Рецензент:
д.т.н., проф.
Данильченко Юрій Михайлович _____

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

Київ – 2021 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Механіко-машинобудівний інститут
Кафедра динаміки і міцності машин та опору матеріалів

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 131 «Прикладна механіка»

Освітньо-професійна програма – «Динаміка і міцність машин»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Сергій ПИСКУНОВ

«___» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту

Сороколів Ігор Олегович

1. Тема дисертації «Проектувальний розрахунок на міцність нижньої панелі передньої кромки крила літака», науковий керівник дисертації Бобир Микола Іванович, д.т.н., проф., затверджені наказом по університету від 01.11.2021 р. № 3611-с.
2. Термін подання студентом дисертації: 10.12.2021 р.
3. Об'єкт дослідження: стільникові панелі.
4. Предмет дослідження: порівняння алюмінієвої та композитної стільникової панелей.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити:
 - 1) Огляд існуючих конструкцій панелей передньої кромки літака.
 - 2) Визначення геометрії, навантажень та умов експлуатації нижньої панелі передньої кромки літака.
 - 3) Проектувальний розрахунок панелей.
 - 4) Порівняння алюмінієвої та композитної панелей.
 - 5) Розробка стартап-проекту.
6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу – 6 і більше.
7. Орієнтовний перелік публікацій – 1 і більше.

8. Дата видачі завдання: 01.09.2021 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Аналіз літератури	01.09.21 – 20.10.21	
2	Огляд існуючих конструкцій	20.10.21– 27.10.21	
3	Визначення геометрії, навантажень та умов експлуатації	27.10.21 – 14.11.21	
4	Проектувальний розрахунок	14.11.21 – 20.11.21	
5	Стартап-проект та висновки	20.11.21 – 10.12.21	

Студент _____

Ігор СОРОКОЛІТ

Науковий керівник _____

Микола БОБИР

Анотація

Магістерська дисертація за обсягом роботи 63 сторінки, 27 рисунків, 35 таблиць і містить 10 літературних джерел. Об'єктом роботи є проектування нижньої панелі передньої кромки крила літака.

Основною метою даної дисертації є порівняння алюмінієвої та композитної стільникової панелі. Проектування здійснюється за допомогою напівемпіричних методів. Всі розрахунки проводяться в Excel. Оскільки розрахунок ведеться за іноземною методикою, всі розрахунки проводяться в американській системі вимірювання з американськими позначеннями, наприклад in – дюйм, lb – фунт сили, psi – фунт сили на квадратний дюйм, lb-in - фунт сили помножений на дюйм, тощо.

Результатом цієї роботи є проектний розрахунок та порівняння між алюмінієвою та композитною панелями з точки зору ваги, міцності та технологічності.

Abstract

The master`s degree dissertation for the amount of work is 63 pages, 27 figures, 35 tables and contains 10 literatures references.

The object of the work is Wing Lower Leading Edge Panel Design.

The main goal of this dissertation is to compare aluminum and composite honeycomb panel.

The design is done using semi-empirical methods. All calculations are carried out in Excel. Since the calculation is carried out according to a foreign method, all calculations are performed in the American measurement system.

As a result of this work are design calculation and comparison between aluminum and composite panel in terms of weight reductions strength and manufacturability.

Зміст

1. Вступ.....	7
2. Огляд існуючих конструкцій панелей передньої кромки крила.....	9
3. Розташування, розміри та навантаження панелі	11
3.1 Загальний опис	11
3.2 Розміри	12
3.3 Навантаження на панель.....	13
4. Механічні властивості матеріалів.....	14
4.1 Склопластик (Fiberglass).....	14
4.2 Плакований лист з алюмінієвого сплаву 2024-T351	15
4.3 Стільниковий наповнювач з арамідного волокна	16
4.4 Алюмінієвий стільниковий наповнювач	17
5. Розрахунок панелі	18
5.1 Перевірка на міцність лицьових листів панелі.....	18
5.2 Прогин панелі при експлуатаційних навантаженнях.....	29
5.3 Перевірка стільникового наповнювача	30
5.4 Загальна втрата стійкості.....	35
5.5 Згин кромки	37
5.6 Перевірка з'єднання	45
5.7 Підсумки та висновок про міцність панелей	46
6. Конструкція панелі та порівняння	48
7. Стартап	51
7.1 Опис ідеї проекту	51
7.2 Технологічний аудит.....	51
7.3 Розроблення ринкової стратегії проекту.....	58
7.4 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту.....	59
8. Висновок	62
Джерела	63

1. Вступ

Для всіх типів літаків дуже важливим є зменшення ваги конструкції. Нові технології допомагають зменшити вагу деталей планера. Нижня панель передньої кромки крила також може бути покращена за допомогою нових матеріалів і рішень.

Панелі передньої кромки розташовані під рухомими компонентами передньої кромки вздовж усього крила, тому вона є значною частиною з точки зору ваги. Ці панелі можуть бути виготовлені з алюмінію або композитів. Матеріали мають різні механічні властивості і мета цієї роботи полягає в тому, щоб визначити, який тип матеріалу краще для нижніх панелей передньої кромки літака.

Композитний матеріал виготовляється шляхом поєднання двох або більше матеріалів – часто тих, які мають дуже різні властивості. Ці два матеріали працюють разом, щоб надати композиту унікальні властивості. Однак всередині композиту можливо легко відрізнити різні матеріали, оскільки вони не перетворюються на одну речовину.

Алюміній - це матеріал, який має малу питому вагу. Цей матеріал дуже технологічний, його легко відливати, прокатувати, проводити механічну обробку та зварювати. Алюміній не можна використовувати при високих експлуатаційних температурах. Завдяки своїм властивостям він широко використовується у літакобудуванні, загальному машинобудуванні, харчовій промисловості тощо.

Алюміній і скловолокно мають подібні граничні допустимі значення, але алюміній має більший модуль пружності. Також головною особливістю композитного матеріалу є відсутність пластичної деформації перед руйнуванням. З одного боку це велика перевага при роботі на стиск, але з іншого боку концентрація напруги буде відбуватися аж до руйнування. На рис. 1 показана діаграма деформування [3] для склопластикового композиту, алюмінію та інших матеріалів.

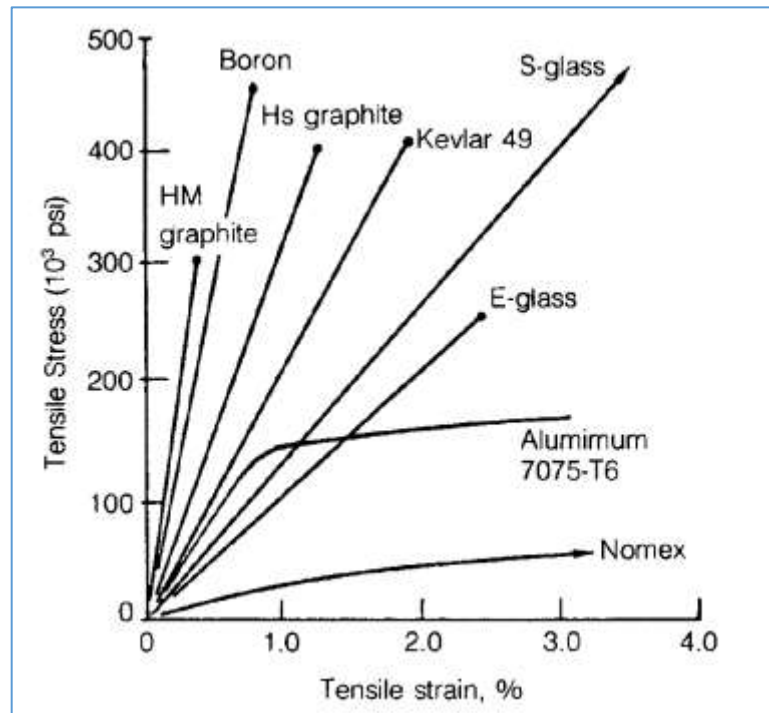


Рис. 1 Діаграма деформування для різних матеріалів

2. Огляд існуючих конструкцій панелей передньої кромки крила

Панелі можна виготовити у вигляді простого листа, закріпленого по периметру. Оскільки при великих розмірах неможливо досягти високої жорсткості, використовуючи лише один лист, це рішення використовується тільки для невеликих панелей.

Наступним кроком у вдосконаленні панелей є використання листів з ребрами жорсткості посередині панелі та закріпленими краями. Такі панелі зазвичай зменшують загальний прогин панелі, але локальні деформації (між ребрами жорсткості) можуть досягати значних значень. Крім того, збільшується вага панелі, що критично для конструкцій літаків.

Сьогодні сендвіч панелі або стільникові панелі є оптимальним рішенням. Вони забезпечують значну жорсткість при малій вазі. Але з іншого боку, такі панелі більш складні, а отже дорожчі.

Причини, з яких авіаконструктори віддають перевагу стільниковим панелям, а не звичайним конструкціям, зазвичай включають:

- Високе співвідношення міцності до ваги;
- Значно покращена стійкість до звукових навантажень;
- Висока ударна міцність;
- Висока жорсткість на одиницю ваги;
- Відмінна гладкість поверхні;
- Економічність (використання композитних матеріалів і виключає проблеми з корозією)

Ця панель складається з двох листів і наповнювача між ними. У цьому рішенні за рахунок значної відстані між листами збільшується момент інерції, що допомагає досягти значної жорсткості при згинанні. Лицьові листи можуть бути виготовлені з металевих листів або композитного ламінату. Наповнювач може бути виготовлений із спінених полімерів (рис. 2) або стільникового наповнювача (рис. 3). Основна вимога до наповнювача – низька щільність і висока жорсткість. Досвід використання сендвіч панелей і стільникових панелей показав, що важко створити спінений полімер зі стійкими в часі механічними властивостями. Крім того, ці полімери не мають термостійких властивостей [3]. Тому використання стільникового наповнювача для цього типу панелей є найбільш перспективним.

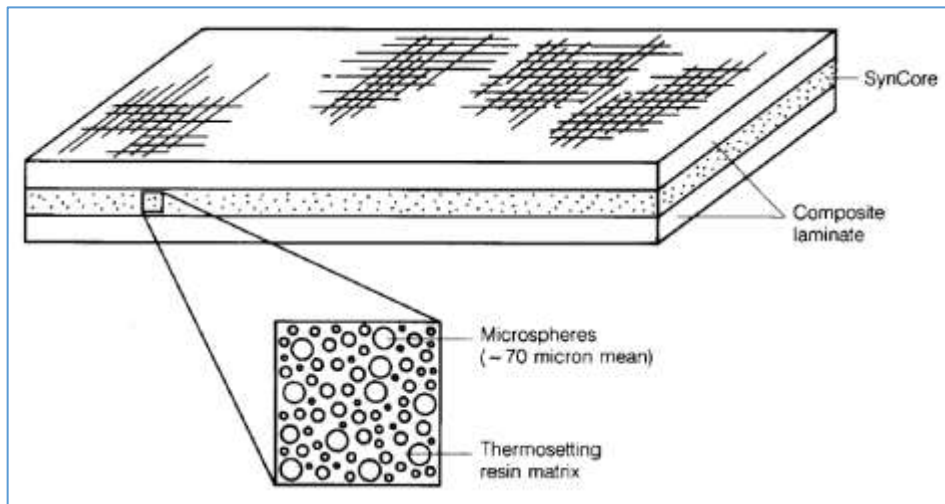


Рис. 2 Сендвіч панель із синтетичним наповнювачем

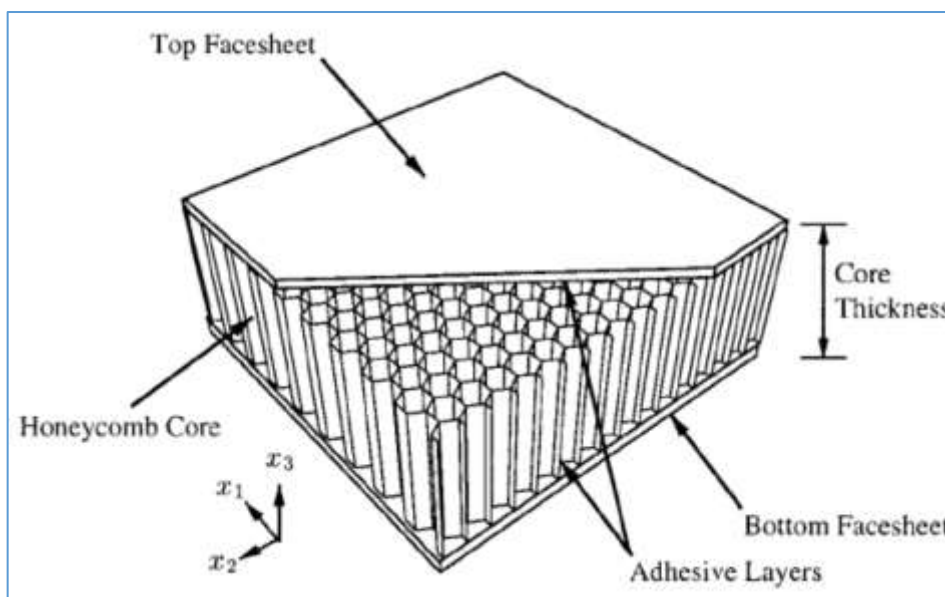


Рис.3 Сендвіч панель із стільниковим наповнювачем

Функцію стільникової або сендвіч панелі можна описати, провівши аналогію з двотавровою балкою. Лицьові листи стільникової панелі з високою щільністю аналогічні фланцям двотаврової балки, мета яких полягає в тому, щоб розмістити матеріал високої щільності і високої міцності якомога далі від нейтральної осі, збільшуючи таким чином жорсткість перерізу. Стільниковий наповнювач в структурі сендвіч панелі можна порівняти із стінкою двотаврової балки, яка підтримує фланці і дозволяє їм діяти як єдине ціле. Наповнювач в сендвіч панелі відрізняється від стінки двотаврової балки тим, що надає опору для листів, що дозволяє досягти границі міцності при стиску без втрати стійкості. Клей, який з'єднує стільникову серцевину з листами, повинен бути здатним передавати навантаження зсуву між цими двома компонентами, таким чином перетворюючи всю конструкцію в цілісний блок. Коли сендвіч панель навантажена як балка, наповнювач та клей сприймає зсув, тоді як лицьові листи протидіють згинаючому моменту та осьовим силам [2].

3. Розташування, розміри та навантаження панелі

3.1 Загальний опис

Нижня панель передньої кромки крила розташована між переднім лонжероном крила та рухомим передкрилком. Ця панель забезпечує аеродинамічний контур крила і захищає цю зону від впливу навколишнього середовища. Також нижня панель передньої кромки крила повинна забезпечувати доступ до переднього лонжерону та деталей механізації передкрилка, які потребують регулярного огляду. Тому описана панель повинна бути досить жорсткою і міцною, щоб підтримувати аеродинамічну поверхню, але в цей же час кріпитися за допомогою роз'ємного кріплення. Конструкція передньої кромки крила показана на рис. 4.

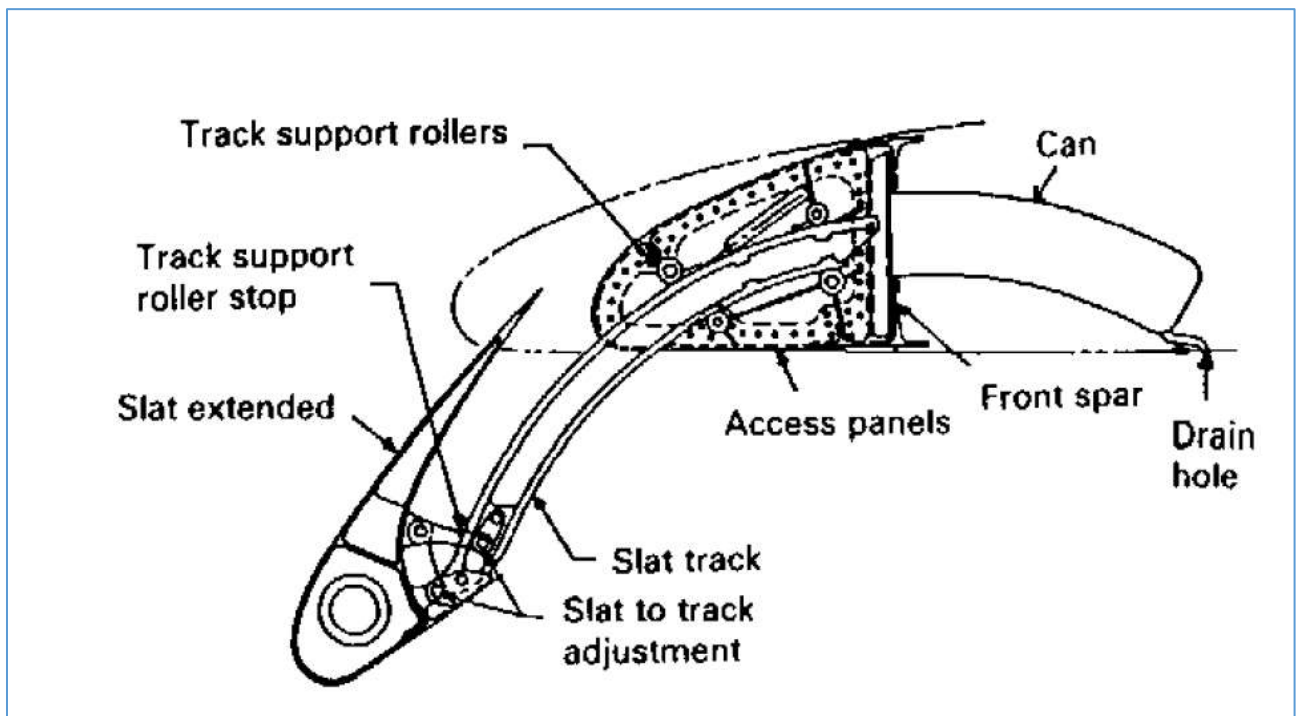


Рис. 4 Конструкція передньої кромки крила

Панель може бути представлена у вигляді прямокутної пластини, що підтримується алюмінієвими нервюрами передньої кромки по краях. Ця панель кріпиться болтами за допомогою анкерної плаваючої гайки: болти вкручуються в гайку на пластині, яка кріпиться анкерними заклепками до нижніх фланців нервюри. Це рішення дозволяє:

- збільшити допуски при встановленні деталей;
- уникнути навантажень спричинених тепловим розширенням або стисканням;
- зменшити навантаження, що спричинені згином крила.

Передня кромка крила з лонжероном та панелі показано на рис. 5.

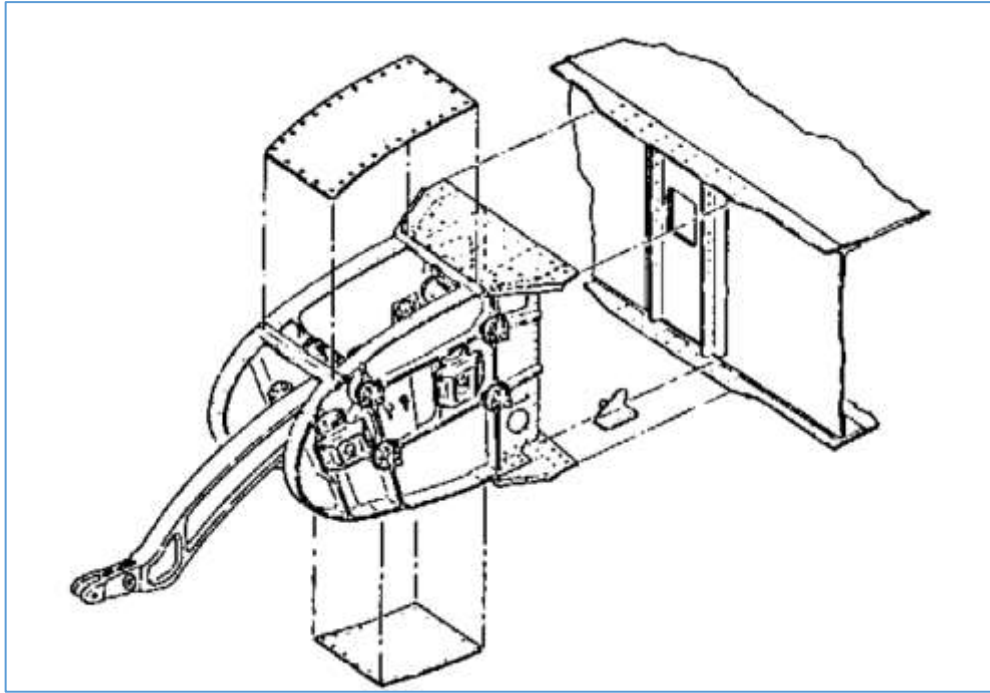


Рис. 5. Кріплення панелі передньої кромки крила до лонжерона та нервюру

3.2 Розміри

Габаритні розміри крила визначаються при проектуванні літака. Розміри поперечного перерізу крила залежать від аеродинамічних вимог і не можуть бути змінені, тому ширина панелі становить 10 in. Відстань між нервюрами передньої кромки крила визначається відповідно до вимог конструкції передкрилка. Відстань між нервюрами передньої кромки біля приводу передкрилка становить 15 in, що є довжиною панелі. Ця панель не повинна бути дуже товстою, оскільки простір між нервюрами використовується для різних системних блоків, але в той же час чим товстіша панель тим більший момент інерції, що збільшить міцність та жорсткість. Отже, панель має такі розміри:

Довжина панелі по довжині крила: $L = 15 \text{ in}$

Ширина панелі в напрямку хорди: $W = 10 \text{ in}$.

Товщина стільникового наповнювача: $h_c = 0,5 \text{ in}$.

Ширина краю панелі без серцевини: $e = 1 \text{ in}$.

Відстань між краєм панелі та центром отвору для кріплення: $EM = 0,5 \text{ in}$.

Діаметр болта $D_b = 0,1875$ in і діаметр отвору для кріплення в панелі $D = 0,235$ in. Це отвір III класу, що передбачає отвір значно більшого діаметру, ніж діаметр болта.

Товщина краю панелі (t_e) і товщина лицьових листів (t_s) будуть визначені та обґрунтовані під час аналізу.

3.3 Навантаження на панель

Нижня панель передньої кромки літака є частиною аеродинамічного профілю крила літака. Ззовні на панель діє тиск набігаючого потоку повітря, а з внутрішньої сторони утворюється зона низького тиску. Для збереження аеродинамічного профілю панель при експлуатаційних навантаженнях не повинна прогинатися більше ніж на $1/400$ своєї ширини.

Оскільки панель знаходиться в нижній панелі крила, то на панель буде деформуватися разом з кесоном крила, хоча ці деформації будуть зменшені завдяки використанню плаваючого кріплення.

В передній частині крила літака передбачена система обігріву передньої кромки. Ця система представляє трубу з гарячим повітрям, що відбирається від двигуна. Панель, що розглядається в даній роботі повинна витримати підвищений внутрішній тиск, що спричинений розривом труби обігріву та підвищену температуру, а саме 200°F (93°C). Таким чином існують такі умови навантаження на нижню панель передньої крила кромки літака:

- при максимальному експлуатаційному навантаженні зовнішній тиск дорівнює $0,85$ psi
- при розриві трубопроводу внутрішній тиск з урахуванням коефіцієнту безпеки складає $2,8$ psi
- при граничному перевантаженні $+2,5g$ зовнішній тиск складає $4,05$ psi, а відносна деформація крила для цієї локації складає $+0,0025$, температура 200°F .
- при граничному перевантаженні $-1,0g$ зовнішній тиск складає $-7,5$ psi, а відносна деформація крила для цієї локації складає $-0,0010$, температура 200°F .

Таким чином отримано критичні навантаження для панелі:

- a) тиск $4,05$ psi і видовження у $0,0025$ разів
- b) тиск $-7,5$ psi і стиск у $0,0010$ разів
- c) тиск $0,85$ psi при якому прогин не повинен перевищувати $1/400$ довжини.

4. Механічні властивості матеріалів

4.1 Склопластик (Fiberglass)

Найбільш широко розповсюдженим композитом є скловолокно, яке здобуло популярність через низьку вартість, малу вагу, високу міцність і неметалеві характеристики. Склопластикові композити широко використовуються для деталей літаків, які не піддаються високим навантаженням. Вони використовуються в основному для внутрішніх деталей фюзеляжу, таких як вікна та відсіки для зберігання, а також для обтічників крил і панелей задньої кромки крила. Скловолокно широко використовується в основних конструкціях спортивних і пасажирських літаків, а також в лопатях гвинтів гелікоптерів.

Двома найпоширенішими марками скловолокна є «E» і «S» скло забезпечує високе співвідношення міцності до ваги, високу стійкість до втомного руйнування, чудові діелектричні властивості, зберігає 50% міцності на розрив при 600°F (320°C), а також чудову хімічну та корозійну стійкість. Хоча склопластик E-скло виявився дуже успішним для другорядних конструкцій літаків, деякі застосування вимагають більш високих властивостей. Щоб задовольнити ці вимоги, було розроблено S-скло, яке забезпечує на 25% вищу міцність на стиск, на 40% вищу міцність на розрив, на 20% вищий модуль пружності та на 4% меншу щільність. Цей склопластик також має вищу стійкість до сильних кислот, ніж E-скло, проте він дорожчий.

Використання інших типів скла, таких як A-скло, C-скло і навіть D-скло, було обмежено, оскільки вони мають меншу міцність і не придатні для конструкційних цілей.

Проектування деталей зі скловолокна набагато простіше, ніж проектування з деяких інших композитних систем, через великий обсяг емпіричних даних, зібраних роками, і наявність стандартних систем з добре задокументованими властивостями від багатьох виробників.

Порожнисті скляні волокна, які використовуються в певних сферах машинобудування, продемонстрували покращену структурну ефективність, де жорсткість і міцність на стиск є основними критеріями. Поперечна міцність на стиск у порожнистого волокна нижча, ніж у твердого волокна. Порожнисті волокна досить важко обробляти, оскільки вони легко ламаються і можуть поглинати вологу [3].

Склопластик складається із скловолокна та епоксидної смоли. Тканина має ортотропні властивості, тоді як смола є ізотропним матеріалом. Результатом поєднання цього матеріалу є ламінат з ортотропними механічними властивостями. Цей матеріал має ті ж значення механічних властивостей у напрямках 0 та 90 градусів, але інші значення в напрямках -45 та + 45 градусів. Усі необхідні механічні та фізичні властивості наведені в таблиці 1.

Таблиця 1. Механічні та фізичні властивості склопластика при температурі 200°F.

Fabric Reinforced Polymer with BMS 8-139, style 120, class III fiberglass fabric		
Товщина шару	t, in	0.0045
Межа міцності при розтягу	F _{tu} , psi	46,300
Межа міцності при стиску	F _{cu} , psi	43,800
Межа міцності при зминанні	F _{bru2.0} , psi	55,946
Модуль пружності, 0/90	E ₉₀ , psi	3,000,000
Модуль пружності, +45/-45	E ₄₅ , psi	1,701,000
Щільність	D, lb/in ³	0.08

4.2 Плакований лист з алюмінієвого сплаву 2024-T351

Алюмінієвий сплав 2024 — це алюмінієвий сплав, основним легуючим елементом якого є мідь. Через погану стійкість до корозії лист покритий чистим алюмінієм. Цей матеріал було піддано природному старінню. Теоретично немає суттєвих обмежень для товщини листа, але поширена мінімальна товщина становить 0,016 in. Менша викликатиме проблеми при монтажі, а також буде погано захищати від механічних пошкоджень, тобто будуть з'являтися вм'ятини навіть від найменших тіл, що можуть бути у повітрі. Усі необхідні механічні та фізичні властивості наведені в таблиці 2.

Таблиця 2. Механічні та фізичні властивості плакованого листа при температурі 200°F.

Clad sheet 2024-T351 per AMS-QQ-A-225/6, thickness 0,010-0,062 inch		
Мінімальна товщина листа	t, in	0.016
Межа міцності при розтягу	F _{tu} , psi	59,000
Межа плинності при розтягу	F _{ty} , psi	38,000
Межа плинності при стиску	F _{cy} , psi	38,000
Межа міцності при зминанні	F _{bru2.0} , psi	121,000
Модуль пружності	E, psi	10,600,000
Щільність	D, lb/in ³	0.1

4.3 Стільниковий наповнювач з арамідного волокна

Ароматичні поліамідні або кевларові волокна використовуються для з початку 1970-х років. Поєднуючи надзвичайно високу міцність і здатність поглинати велику кількість енергії (важливо для захисту від снарядів, що зумовило використання в бронезилетах), міцність на розрив і жорсткість з низькою щільністю (найнижча серед сучасних композиційних матеріалів), кевларове волокно має дуже високі питомі властивості на розтяг. Низька міцність на стиск є однією зі слабких сторін кевлару. Але там, де потрібна найвища міцність на стиск, зазвичай використовуються гібриди кевлару і вуглецевих волокон.

Кевлар має дуже високу питому міцність на розрив. Це дає підставу для твердження, що конструкція з кевлару, порівняно з сталеву конструкцією такої самої ваги, в п'ять разів міцніша. Як і більшість інших композиційних матеріалів, кевлар має крихке руйнування, а міцність трохи більше 200 ksi і модулем пружності при розтягу 11 Msi для типового односпрямованого композиту. Під час стиску кевлару, руйнування сильно відрізняється від руйнування при розтягу. При навантаженні на стиск близько 20% граничного розтягуючого навантаження відбувається відхилення від лінійності. Це особливість волокна Kevlar 49, що представляє внутрішній вигин нитки.

Коли навантаження на розтяг і стиск поєднуються під час згинання, замість крихкого руйнування, яке спостерігається у скляних і вуглецевих волокнах, руйнування волокна Kevlar 49 при згині подібне до того, що спостерігається у металів. Це допомагає пояснити унікальну міцність і ударостійкість композитів, посилених кевларом.

Полімерний стільниковий наповнювач з технологічних причин має різні характеристики у перпендикулярних напрямках. Це пояснюється збільшеною товщиною стінки у місцях стику рядів, що утворюють комірки. Ці напрямки позначаються як W і L.

Існують різні типи стільникового наповнювача з різною товщиною стінок і розміром комірки, але для поточної панелі вибирається тип з найменшою щільністю. Усі необхідні механічні та фізичні властивості наведені в таблиці 3.

Таблиця 3. Механічні та фізичні властивості арамідного стільникового наповнювача при температурі 200°F.

Aramid Fiber Honeycomb Core		
Діаметр комірки	D_{cell} , in	0.125
Границя міцності на зсув в напрямку L	Fs_L , psi	290
Границя міцності на зсув в напрямку W	Fs_W , psi	105
Границя міцності на стиск	Fc , psi	290
Модуль пружності при стиску	E_c , psi	90,000
Модуль зсуву в напрямку L	G_L , psi	6700
Модуль зсуву в напрямку W	G_W , psi	3500
Щільність	D , lb/in ³	0.0017

4.4 Алюмінієвий стільниковий наповнювач

Алюмінієвий стільниковий наповнювач виготовлений з алюмінієвої фольги. Існують різні типи матеріалу з різною товщиною стінок і розміром комірки, але для поточної панелі вибирається тип з найменшою щільністю. Стільниковий наповнювач виготовляють із зігнутих пластин, які з'єднані між собою однією стінкою. Таким чином стінка в одному напрямі має подвійну товщину і це впливає на механічні характеристики. Наповнювач має різні характеристики в перпендикулярних напрямках. Ці напрямки позначено як W та L. Усі необхідні механічні та фізичні властивості наведені в таблиці 4.

Таблиця 4. Механічні та фізичні властивості алюмінієвого стільникового наповнювача при температурі 200°F.

Aluminum Honeycomb Core		
Діаметр комірки	D_{cell} , in	0.188
Границя міцності на зсув в напрямку L	Fs_L , psi	154
Границя міцності на зсув в напрямку W	Fs_W , psi	95
Границя міцності на стиск	Fc , psi	198
Модуль пружності при стиску	E_c , psi	119,700
Модуль зсуву в напрямку L	G_L , psi	34,000
Модуль зсуву в напрямку W	G_W , psi	17,000
Щільність	D , lb/in ³	0.001157

5. Розрахунок панелі

У цьому розділі під час аналізу панелі всі розміри будуть визначені з точки зору міцності. Основні розміри - товщина лицьових листів та товщина краю панелі без наповнювача. Ці значення будуть знайдені відповідно до аналізу перевірки панелі на згин та згину кромки панелі без стільникового наповнювача.

Основні компоненти та розміри показані на рис. 6. Всі інші розміри показані на окремих рисунках.

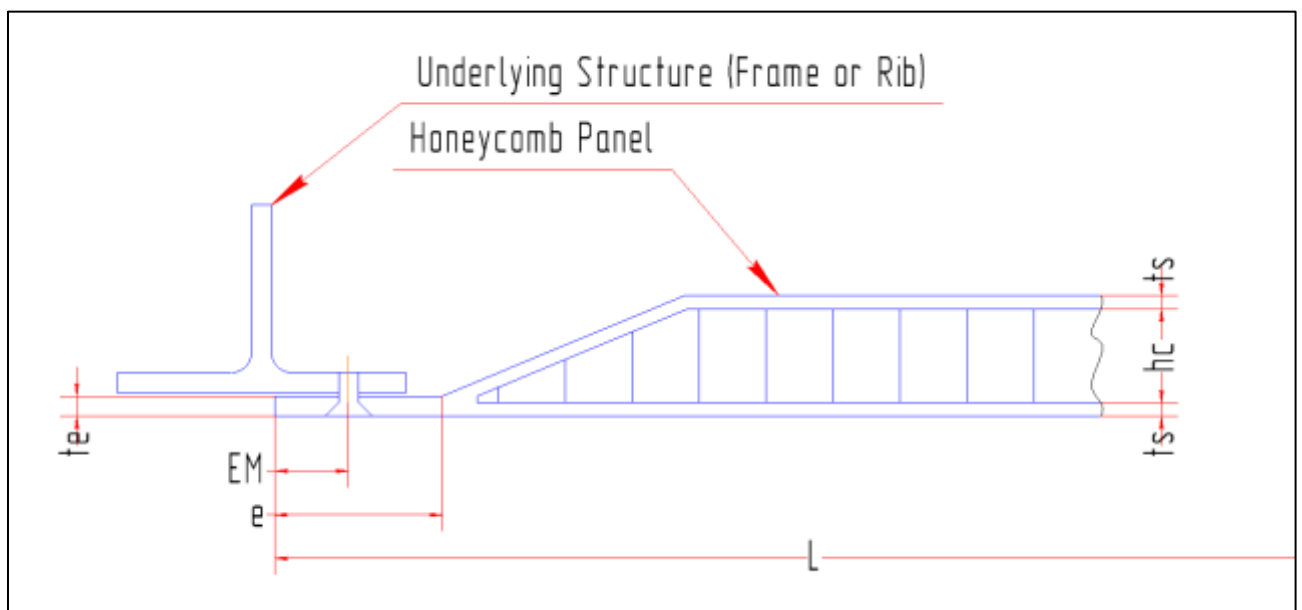


Рис. 6. Основні розміри панелі

5.1 Перевірка на міцність лицьових листів панелі

У розділі 3.3 було визначено два критичні випадки навантаження:

- +2.5g граничне перевантаження: тиск повітря +4.05 psi та видовження +0.0025 in/in.
- -1.0g граничне перевантаження: air pressure -7.5 psi та видовження - 0.0010 in/in

Напрямок від внутрішньої зони крила до зовнішньої приймається позитивним.

Напруження в панелі викликані згином крила (тобто видовженням панелі), прогином панелі через тиск повітря та ексцентриситетом установки панелі (див. рис. 7). Таким чином, загальне напруження в лицьових листах можна знайти за таким рівнянням:

$$f = f_{wb} + f_{pe} + f_{pb} \quad (5.1.1)$$

де:

f_{wb} – напруження спричинені видовженням панелі під час згину крила

f_{pe} – напруження спричинені ексцентриситетом установки панелі

f_{pb} – напруження спричинені прогином панелі під тиском повітря

Для аналізу буде використана мінімальна товщина листа. Для ламінату зі скловолокна з досвіду експлуатації доцільно використовувати мінімум 3 шари в одному листі, тому товщина лицьового листа становить 0,045 in x 3 шари = 0,135 in. Мінімальна поширена товщина алюмінієвого листа становить 0,016 in, це значення буде використано.

Напруження від згину крила

Напруження внаслідок деформації панелі можуть бути знайдені за законом Гука:

$$f_{wb} = e \cdot E \quad (5.1.2)$$

Лицьова панель зі скловолокна, кут між силою та напрямком волокна становить 0° або 90°, тому використовується E90:

Композитна панель

+2.5g граничне перевантаження, розтяг:

$$f_{wb} = 0.0025 \cdot 3,000,000 \text{ psi} = 7500 \text{ psi} \quad (5.1.3)$$

-1.0g граничне перевантаження, стиск:

$$f_{wb} = -0.0010 \cdot 3,000,000 \text{ psi} = -3000 \text{ psi} \quad (5.1.4)$$

Алюмінієва панель:

+2.5g граничне перевантаження, розтяг:

$$f_{wb} = 0.0025 \cdot 10,600,000 \text{ psi} = 26,250 \text{ psi} \quad (5.1.5)$$

-1.0g граничне перевантаження, стиск:

$$f_{wb} = -0.0010 \cdot 10,600,000 \text{ psi} = -10,500 \text{ psi} \quad (5.1.6)$$

Напруження від ексцентриситету установки панелі

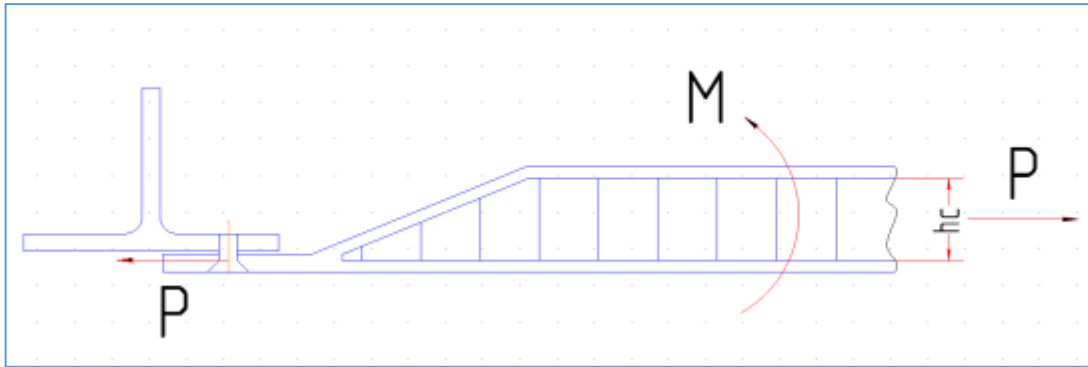


Рис. 7. Зовнішні силові фактори прикладені до відсіченої частини панелі в зоні кріплення.

Нижню панель передньої кромки крила можна показати у вигляді прямокутної пластини з розподіленим згинаючим моментом, прикладеним до протилежних країв з усіма шарнірними опорами по периметру, як показано на рис. 8.

Значення згинального моменту можна знайти за таким рівнянням::

$$M = P \times (h_c + t_s / 2) \quad (5.1.7)$$

де P – прикладена сила, спричинена згинанням крила

h_c – товщина стільникового наповнювача

t_s – товщина облицювальних листів

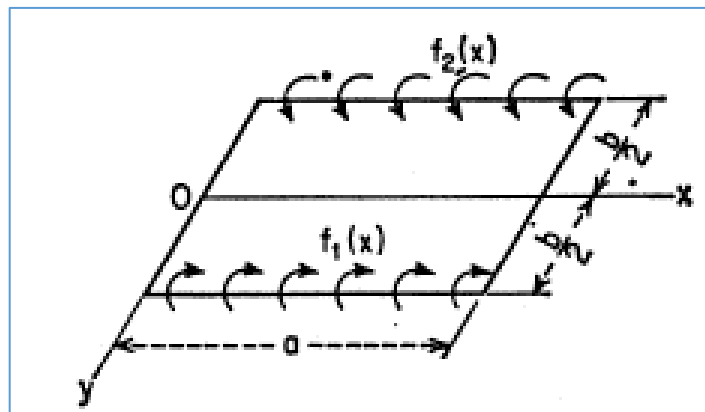


Рис 8. Панель з граничним умовами і зовнішніми силовими факторами

Згинаючий момент у центрі панелі можна знайти шляхом розв'язку диференціального рівняння, яке описує вигин прямокутної пластини. Для поточної панелі зі співвідношенням сторін 1,5 згинальні моменти становлять [7]:

$$\begin{aligned} M_x &= 0.264M \text{ (у напрямку вздовж крила)} \\ M_y &= 0.046M \text{ (у напрямку вздовж нервюри крила)} \end{aligned}$$

Таким чином, згинальний момент через ексцентриситет монтажу в центрі панелі:

$$M_x = 0.264 * W * t_s * (h_c + \frac{t_s}{2}) \quad (5.1.8)$$

$$M_y = 0.046 * W * t_s * (h_c + \frac{t_s}{2}) \quad (5.1.9)$$

Де w – ширина панелі

h_c – товщина стільникового наповнювача

t_s – товщина облицювальних листів

Напруження в лицьових листах (наповнювач неефективний при згинанні, розтягуванні та стисканні):

$$f_{pe} = \frac{2M * (h_c + t)}{W * t * (h_c + t)^2} \quad (5.1.10)$$

Щоб підсумувати напруження для різних випадків навантаження, створено таблицю нижче:

Таблиця 5. Напруження від ексцентриситету монтажу панелі

Loadcase	M_x , lb-in	M_y , lb-in	f_{pe-x} , psi	f_{pe-y} , psi
Алюмінієва панель				
+2.5g	554	96	13,846	2,412
-1.0g	221	41,4	5,523	1,032
Композитна панель				
+2.5g	133	23	3,957	689
-1.0g	53	9	1,582	275

Напруження, що виникають під час згину панелі під дією тиску повітря

Напруження буде знайдено за методикою описаною в джерелі [6]. Припустимо, панель шарнірно обперта по периметру. Напруження в лицьових листах можна знайти за допомогою такого рівняння:

$$f_{pb} = K_{1,2} * \frac{p * W^2}{(h_c + t_s) * t_s} \quad (5.1.11)$$

де p – тиск повітря

W – ширина панелі

t_s – товщина лицьових листів

h_c – товщина стільникового наповнювача

K_2' – коефіцієнт, що залежить від відношення сторін, жорсткостей на згин та зсув у напрямку вздовж крила

K_2 – коефіцієнт, що залежить від відношення сторін, жорсткостей на згин та зсув у напрямку вздовж нервюри крила

Для знаходження коефіцієнтів K_2 необхідно визначити параметр V

$$V = \frac{\pi^2 * h_c * E}{2 * (1 - \mu^2) * W^2 * G_c} \quad (5.1.12)$$

де h_c – товщина стільникового наповнювача

E – модуль пружності листів

μ – коефіцієнт Пуассона

W – ширина панелі

G_c – модуль зсуву наповнювача

Для алюмінієвої панелі параметр V :

$$V = \frac{\pi^2 * 0.5 * 10,500,000}{2 * (1 - 0.33^2) * 10^2 * 34,000} = 0.13$$

Для параметра композитної панелі V :

$$V = \frac{\pi^2 * 0.5 * 3,000,000}{2 * (1 - 0.15^2) * 10^2 * 6,700} = 0.17$$

Наведена нижче діаграма на рис. 9 показує значення K_2' , яке залежить від параметра V та співвідношення сторін.

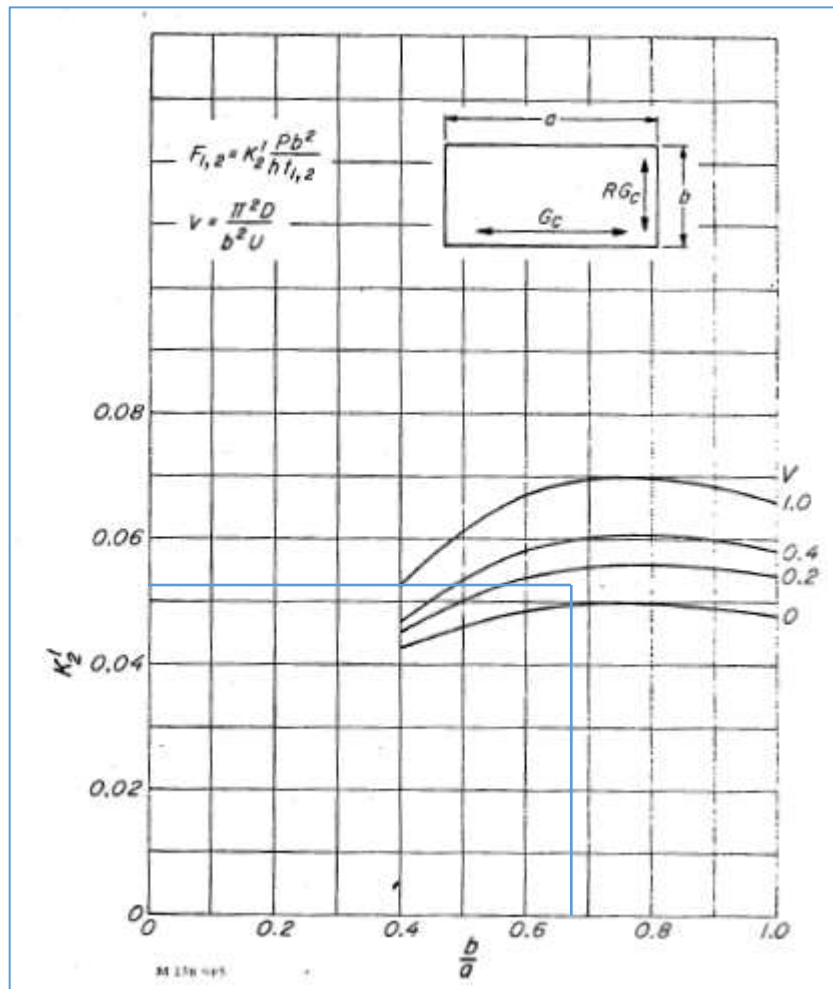


Рис. 9 Коефіцієнт K_2' для панелі з усіма шарнірно закріпленими кряями

З Рис. 9 можна побачити коефіцієнт K для алюмінієвої панелі становить 0,051, а для композитної — 0,053.

На наступній діаграмі на рис. 10 показано значення K_2 , яке залежить від параметра V та співвідношення сторін.

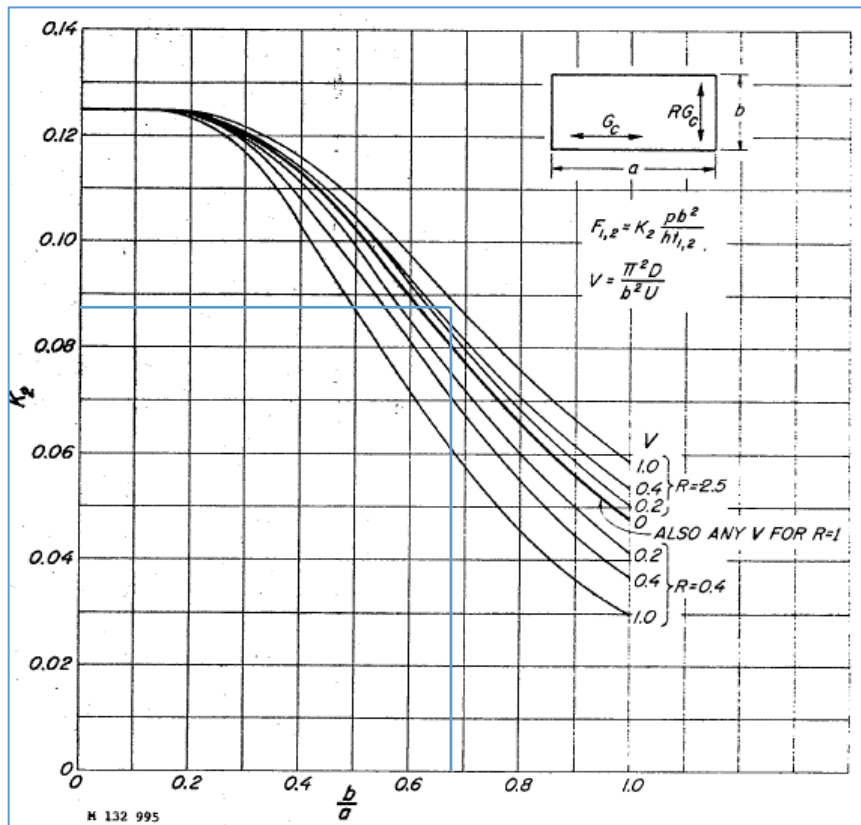


Рис. 10 Коефіцієнт K_2 для панелі з усіма шарнірно закріпленими кряями

З Рис. 10 можна побачити коефіцієнт K_2 для алюмінієвої панелі становить 0,088, а для композитної — 0,086.

За допомогою рівняння (5.1.11) можна знайти напруження в листах. Результати розрахунку наведені в таблиці 6.

Loadcase	f_{pb-y} , psi	f_{pb-x} , psi
Алюмінієва панель		
+2.5g	4,169	2,472
-1.0g	7,721	4,578
Композитна панель		
+2.5g	5,024	3,025
-1.0g	9,304	5,603

Таблиця 6. Напруження від згину панелі під тиском повітря

Підсумок напружень у листах при згинанні панелей

У наведених нижче таблицях 7 і 8 показано напруження у верхньому і нижньому листі для алюмінієвих і композитних панелей у напрямку вздовж крила літака (вісь x).

Таблиця 7. Підсумок напружень у лицьових листах алюмінієвої панелі.

Напруження від	Згину крила (f_{wb}), psi	Згину панелі через ексцентриситет установки (f_{pe}), psi	Згину панелі під тиском повітря, (f_{pb}), psi	Сума (f), psi
Джерело	Формула. (5.1.5) і (5.1.6)	Таблиця 5	Таблиця 6	Формула. (5.1.1)
Верхній лист				
+2.5g	26,250	13,846	-2,472	37,624
-1.0g	-10,500	-5,523	4,578	-11,445
Нижній лист				
+2.5g	26,250	-13,846	2,472	14,876
-1.0g	-10,500	5,523	-4,578	-9,555

Таблиця 8. Підсумок напружень у лицьових листах композитної панелі.

Напруження від	Згину крила (f_{wb}), psi	Згину панелі через ексцентриситет установки (f_{pe}), psi	Згину панелі під тиском повітря, (f_{pb}), psi	Сума (f), psi
Джерело	Формула. (5.1.3) і (5.1.4)	Таблиця 5	Таблиця 6	Формула. (5.1.1)
Верхній лист				
+2.5g	7,500	3,957	-3,025	8,432
-1.0g	-3,000	-1,582	5,603	1,021
Нижній лист				
+2.5g	7,500	-3,957	3,025	6,568
-1.0g	-3,000	1,582	-5,603	-7,021

У наведених нижче таблицях 9 і 10 наведені напруження у верхньому і нижньому листах для алюмінієвих і композитних панелей у напрямку вздовж нервюри крила (вісь Y).

Таблиця 9. Підсумок напружень у лицьових листах алюмінієвої панелі.

Напруження від	Згину крила (f_{wb}), psi	Згину панелі через ексцентриситет установки (f_{pe}), psi	Згину панелі під тиском повітря, (f_{pb}), psi	Сума (f), psi
Джерело	Формула. (5.1.5) і (5.1.6)	Таблиця 5	Таблиця 6	Формула. (5.1.1)
Верхній лист				
+2.5g	0	2,412	-4,169	-1,757
-1.0g	0	-1,032	7,721	6,689
Нижній лист				
+2.5g	0	-2,412	4,169	1,757
-1.0g	0	1,032	-7,721	-6,689

Таблиця 10. Підсумок напружень у лицьових листах композитної панелі.

Напруження від	Згину крила (f_{wb}), psi	Згину панелі через ексцентриситет установки (f_{pe}), psi	Згину панелі під тиском повітря, (f_{pb}), psi	Сума (f), psi
Джерело	Формула. (5.1.3) і (5.1.4)	Таблиця 5	Таблиця 6	Формула. (5.1.1)
Верхній лист				
+2.5g	0	689	-5,024	-4,334
-1.0g	0	-275	7,721	7,446
Нижній лист				
+2.5g	0	-689	5,024	4,334
-1.0g	0	275	-7,721	-7,446

Отже, точка в центрі панелі знаходиться під двовісним навантаженням. f_x - це напруження в напрямку вздовж крила, а f_y - напрямком вздовж нервюри крила. Еквівалентне напруження знайдено за рівнянням Мізеса [8], яке показано

нижче (5.1.13). Запаси міцності розраховують за рівнянням (5.1.14), а результати наведено в таблиці 11:

$$f_{eq} = \sqrt{f_x^2 + f_y^2 - f_x * f_y} \quad (5.1.13)$$

$$MS = \frac{F_{tu}}{f_{eq}} - 1 \quad (5.1.14)$$

Таблиця 11. Запаси безпеки

Верхній лист					
loadcase	fx, psi	fy, psi	f _{eq} , psi	F _{tu} , psi	MS
Алюмінієва панель					
2.5g	37,624	-1,757	38,532	59,000	+0.53
1,0g	-11,445	6,689	15,883	59,000	+2.7
Композитна панель					
2.5g	8,432	-4,334	11,244	57,000	+4.06
1,0g	1,021	7,446	6,991	57,000	+7.15
Нижній лист					
loadcase	fx, psi	fy, psi	f _{eq} , psi	F _{tu} /F _{cy} , psi	MS
Алюмінієва панель					
2.5g	14,876	1,757	14,0799	59,000	+3.19
1,0g	-9,555	-6,689	8,492	59,000	+5.94
Нижній лист					
2.5g	6,568	4,334	5,784	57,000	+8.85
1,0g	-7,021	-7,446	7,242	57,000	+6.86

Використання шарнірних опор по периметру дає більші значення згинаючого моменту, а отже напружень в центрі панелі, ніж защемленні або пружна опора. В дійсності фланці нервюри та лонжерона мають деяку загинальну жорсткість, але визначення жорсткості та згинальних моментів у панелі з такими граничними умовами значно б ускладнило розрахунки, без значного виграшу в запасі міцності.

Втрати стійкості листа між комірками наповнювача (Intracell buckling)

Втрата стійкості листа між стінками наповнювача - це локальна нестабільність лицьових листів. Якщо товщина листа зменшується, а розмір та матеріал комірки залишаються незмінними, буде досягнута певна товщина, при якій лист увігнеться між стінками комірки.

Емпіричні рівняння цієї форми втрати стійкості були розроблені на основі тестів [4]. Типова втрата стійкості із вигином всередину комірки показано на рис. 11.

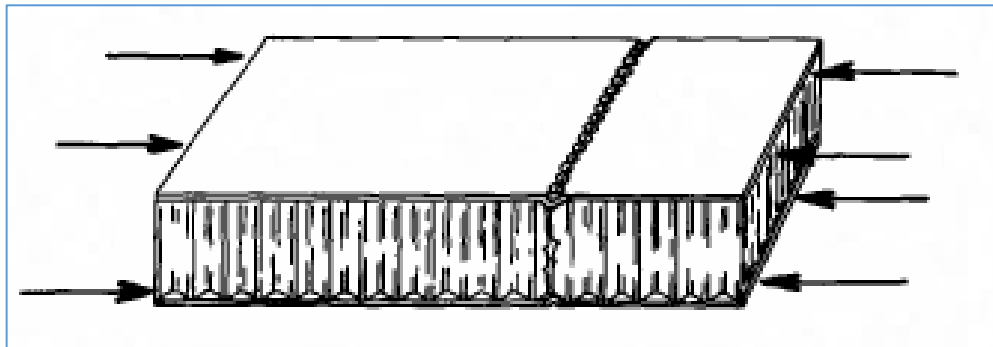


Рис. 11. Втрата стійкості (Intracell buckling failure)

Напруження втрати стійкості змінюється в основному залежно від товщини листа і розміру комірки. Щільність наповнювача та товщина наповнювача безпосередньо не впливають на допустимі напруження втрати стійкості. Допустимі напруження можна виразити рівнянням [6]:

$$F_c = 2 * \frac{E}{(1-\mu)^2} \left(\frac{t_s}{s}\right)^2 \quad (5.1.15)$$

де E – модуль пружності листів
 μ – коефіцієнт Пуассона
 t_s – товщина листів
 s – розмір комірки (діаметр вписаного кола)

Перевірку втрати стійкості листа в комірці виконано для алюмінію та композиту. У таблиці 12 наведені результати аналізу. Допустиме напруження втрати стійкості вище, ніж F_{cs} , тому допустиме має бути обмежено F_{cs} для визначення запасу міцності. Прикладена сила створює менші напруження, ніж границя плинності, тому коефіцієнт, що враховує пластичність не потрібен.

Таблиця 12. Перевірка втрати стійкості листа в комірці стільникового наповнювача.

	E, psi	μ	t_s , in	s, in	f_c , psi	F_c , psi	F_{cy} , psi	MS
Алюмінієва панель	10,600,000	0.33	0.016	0.188	11,445	171,605	38,000	+2.3
Композитна панель	3,000,000	0.15	0.0135	0.125	8,442	71,594	64,400	+6.6

5.2 Прогин панелі при експлуатаційних навантаженнях

Нижню панель переднього краю крила можна показати у вигляді прямокутної пластини під тиском повітря з шарнірно обпертими краями.

Максимальний прогин у центрі панелі можна знайти [6]:

$$\delta = \frac{K_1}{K_2} * \frac{(1-\mu)^2 * f}{E} * \frac{W^2}{h} \quad (5.2.1)$$

де K_2 – коефіцієнт, що залежить від співвідношення сторін панелі, жорсткості на вигин і зсув, див. рис. 5 у розділі 5.1

K_1 – коефіцієнт, що залежить від співвідношення між сторонами панелі та значення V а також від відношення жорсткостей наповнювача у перпендикулярних напрямках.

μ – коефіцієнт Пуассона листів

f – напруження в листах під час згинання панелі під тиском повітря

E – модуль пружності листів

W – ширина панелі

h – відстань між центрами мас облицювальних листів

Значення K_1 визначається з наступної діаграми, показаної на Рис. 12.3 діаграми значення K_1 для обох панелей дорівнює 0,007.

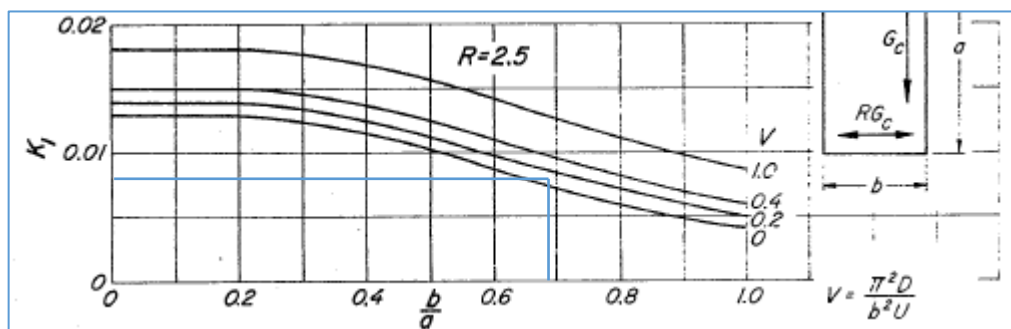


Рис 12. Діаграма для коефіцієнта K_1

Тиск при максимальних експлуатаційних навантаженнях становить 0,85 psi. Напруження в листах визначаються за допомогою рівняння 5.1.11. Максимально допустимий прогин панелі становить 1/400 її ширини. Отже, допустиме значення:

$$\Delta = 10 / 400 = 0.025 \text{ in} \quad (5.2.1)$$

Результати розрахунку для обох панелей наведені в таблиці 13.

Таблиця 13. Перевірка максимального прогину панелі при експлуатаційних навантаженнях

	p, psi	δ , in	Δ , in	MS δ
Алюмінієва панель	0.85	0.0023	0.0375	+15.8
Композитна панель	0.85	0.0109	0.0375	+3.44

5.3 Перевірка стільникового наповнювача

Зріз стільникового наповнювача

Напруження зсуву в прямокутній стільниковій панелі обумовлена рівномірно розподіленим нормальним навантаженням від тиску повітря. Напруження зсуву наповнювача є максимальним на краях панелі, а саме, на середині кожного краю. Максимальне навантаження на зріз V визначається за формулою:

$$V = k * p * W \quad (5.3.1)$$

де p – тиск повітря

k – коефіцієнт, що залежить від відношення сторін

W – ширина панелі

Для визначення коефіцієнта k використовується діаграма на рис. 13. Панель шарнірно обперта по периметру, а відношення a/b є відношенням довжини до ширини.

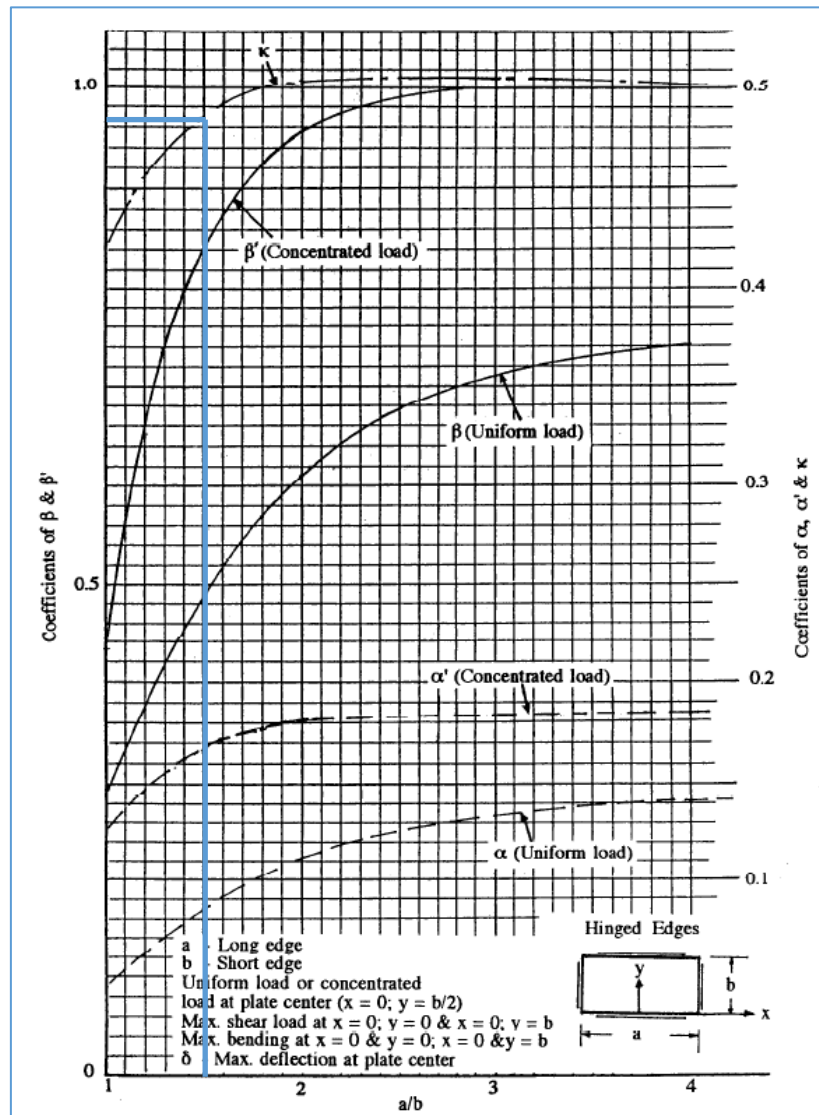


Рис 13. Коэффициент k для прямоугольной пластины с равномерным нагружением.

Максимальний тиск на панель при граничному навантаженні $-1,0g$. У цьому випадку максимальний тиск повітря становить $7,5 \text{ psi}$. Ширина панелі 10 in . Отже, максимальне навантаження на зсув:

$$V = 0.48 * 7.5 * 10 = 36 \text{ lb/in} \quad (5.3.2)$$

Максимальні дотичні напруження в стільниковому наповнювачу:

$$f_s = V/h = 36 / 0.5 = 72 \text{ psi} \quad (5.3.3)$$

де h – висота наповнювача

Перевірка на зсув наповнювача проводилася для алюмінію та композиту окремо. У таблиці 14 наведені результати аналізу.

Таблиця 14. Перевірка на зсув

	fs, psi	Fs_L, psi	Fs_W, psi	MS
Алюмінієва панель	72	154	95	+0.31
Композитна панель	72	290	105	+0.45

Зморщування листів панелі (Core Wrinkling)

Явище зморщування листів стільникових панелей - це проблема стійкості тонких листів на еластичній основі. Можливі два різних види втрати стійкості: симетричний (рис.14) і асиметричний (рис.15). Для великих значень відношення товщини листа до товщини наповнювача зморшка буде асиметричною, тоді як для малих значень зморшка буде симетричною [4].



Рис.14. Симетричні зморшки

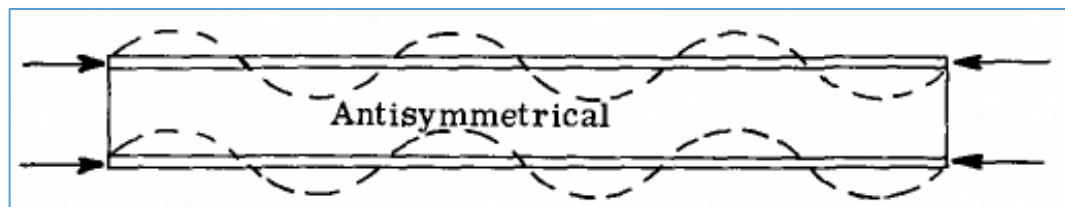


Рис.15. Антисиметричні зморшки

Емпіричне рівняння [4]:

$$F_c = 0.43 * \sqrt[3]{E_f * E_c * G_c} \quad (5.3.4)$$

де E_f – модуль пружності листів

E_c – модуль пружності наповнювача

G_c – модуль зсуву наповнювача

Перевірку втрати стійкості такого виду виконано окремо для алюмінію та композиту. У таблиці 15 наведені результати аналізу. Допустимі напруження для алюмінієвої панелі вищі за F_{cs} , тому допустима повинна бути обмежена F_{cs} для визначення запасу міцності. Прикладена сила викликає менші

напруження, ніж границя пропорційності, тому коефіцієнт, що враховує пластичність не потрібен.

Таблиця 15. Результати перевірки зморшок

	E_f , psi	E_c , psi	G_c	f_c , psi	F_c , psi	F_{cy} , psi	MS
Алюмінієва панель	10,600,000	59,850	34,000	11,445	132,318	38,000	+2.32
Композитна панель	3,000,000	90,000	6700	8,442	46,604	64,400	+5.52

Руйнування стільникового наповнювача при стисканні (Core Crashing)

Руйнування наповнювача є результатом стиснення наповнювача в місці, де змінюється кут між облицювальними листами. У цій ділянці осьове навантаження, що проходить через лист, змінює напрямок (як показано на рис. 16) і виникає реакція з боку наповнювача.

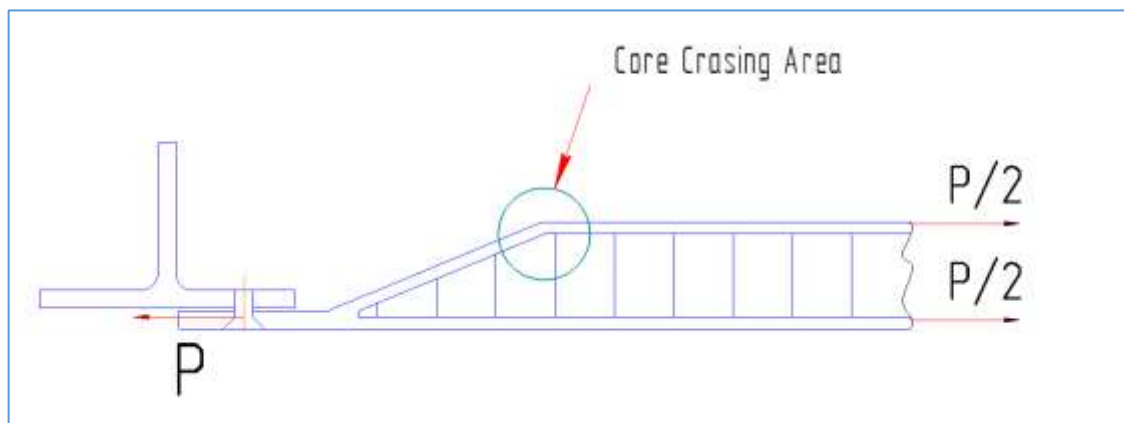


Рис 16. Місце стиску наповнювача

Щоб оцінити міцність наповнювача, необхідно знайти осьові навантаження, прикладені до листових листів. Зовнішні силові фактори прикладені до відсіченої частини панелі показані а на рис. 17.

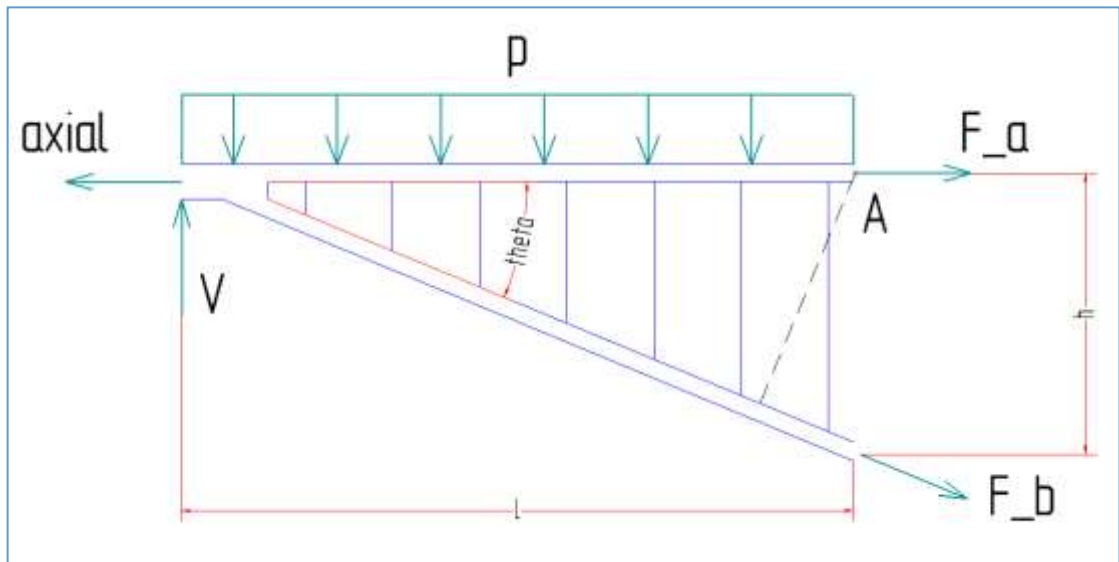


Рис. 17. Діаграма рівноваги частини панелі.

$V = 36 \text{ lb/in}$ – зсувне навантаження з рівняння 5.3.2

$p = 7.5 \text{ psi}$ – тиск повітря з розділу 3.3

$h = 0.513 \text{ in}$ – відстань між центрами листів

$l = 1.2 \text{ in}$ – довжина нахиленої частини листа

θ – кут нахилу пластини

З умови рівноваги відносно точки А, F_b можна знайти

$$F_b = \frac{V \cdot l - \frac{1}{2} \cdot p \cdot l^2}{h \cdot \cos(\theta)} = \frac{36 \cdot 1.2 - \frac{1}{2} \cdot 7.5 \cdot 1.2^2}{0.513 \cdot \cos(22.5)} = 79.5 \text{ lb/in} \quad (5.3.5)$$

Прикладені сили до частини листа, показані на рис. 18. q – тиск на наповнювач, де грань змінює напрямок

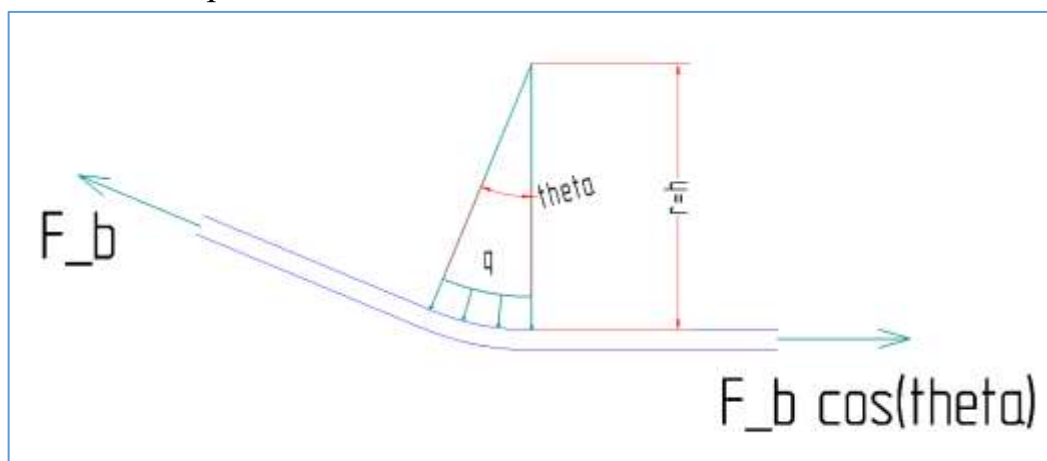


Рис 18. Прикладені сили до листа, в зоні стиснення наповнювача.

З проекції на вертикальну вісь можна скласти таке рівняння:

$$q = \frac{F_b}{r} = \frac{79.5}{0.513} = 155 \text{ lb/in} \quad (5.3.6)$$

Таким чином, прикладений тиск до цієї зони: $q = p_{cc} = 155 \text{ psi}$. Запас міцності (див. таблицю 3 і таблицю 4 щодо допустимих напружень наповнювача):

Алюмінієвий наповнювач:

$$MS = \frac{F_c}{p_{cc}} - 1 = \frac{290}{155} - 1 = +0.87 \quad (5.3.7)$$

Композитний наповнювач:

$$MS = \frac{F_c}{p_{cc}} - 1 = \frac{198}{155} - 1 = +0.27 \quad (5.3.8)$$

5.4 Загальна втрата стійкості

Панель передньої кромки нижнього крила при перевантаженні -1,0g стискається. Однією з форм руйнування конструкцій при стисненні є загальна втрата стійкості. Панель можна розглядати як прямокутну плиту з шарнірно закріпленими краями і рівномірно розподіленим осьовим навантаженням. Використання шарнірних опор в розрахунках консервативно, оскільки конструкція, на яку опирається панель, має деяку жорсткість на кручення, а панель жорстко закріплена. Але використання простих опор дозволяє уникнути розрахунку крутильної жорсткості опорних елементів.

Допустиме напруження втрати стійкості можна знайти за таким рівнянням [6]:

$$F_c = \frac{\pi^2 * K}{4} * \left(\frac{h}{b}\right)^2 * \frac{E}{(1 - \mu)^2} \quad (5.4.1)$$

де K – коефіцієнт залежить від співвідношення сторін і параметра V .

h – відстань між центрами грані

b – ширина панелі

E - модуль пружності листів

Параметр V був знайдений у рівнянні (5.1.13). Для алюмінієвої панелі $V = 0,13$ і для композитної панелі $V = 0,17$. Коефіцієнт K можна знайти за діаграмою, показаною на Рис. 19.

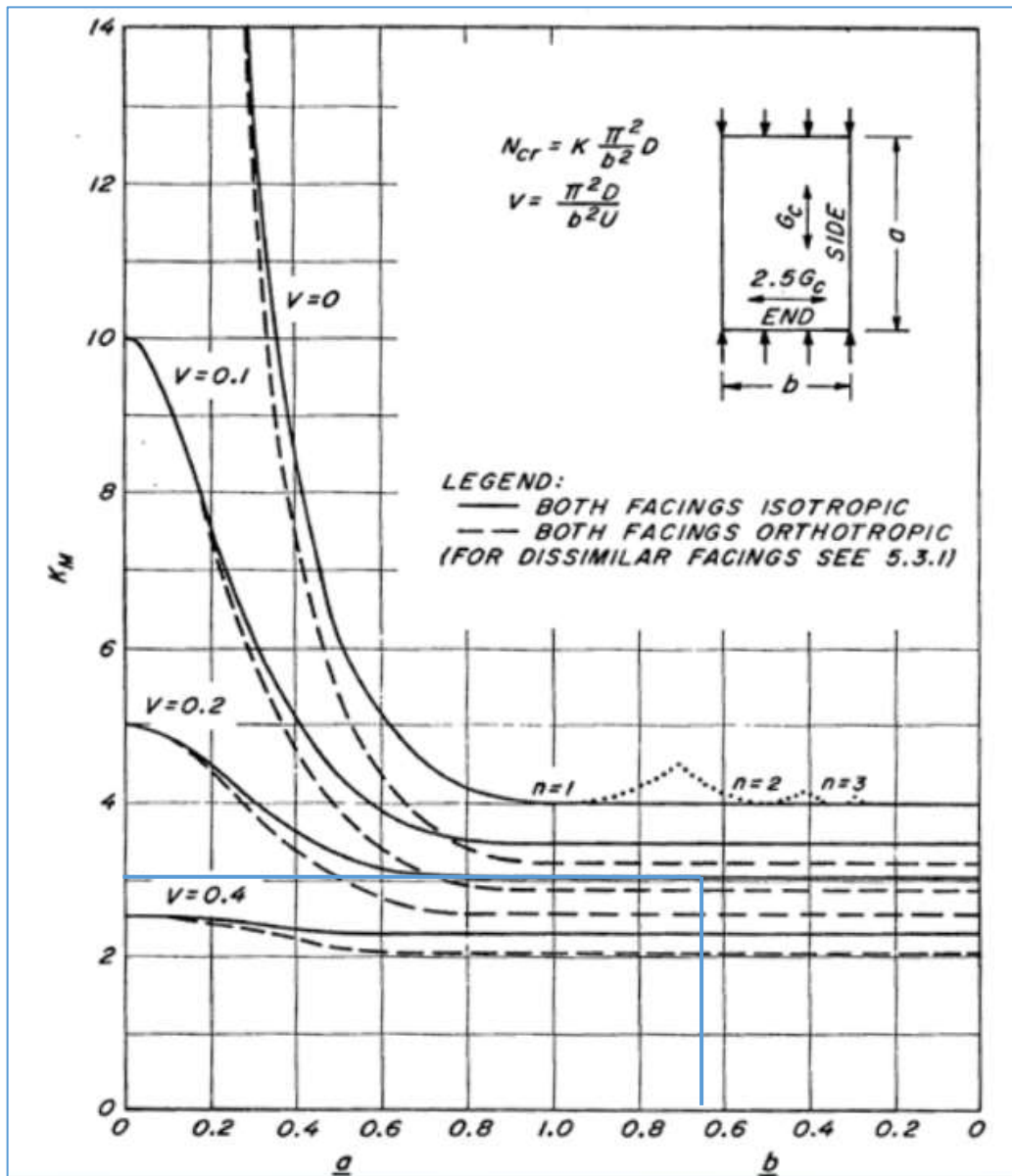


Рис. 19. Коэффициент К для вигину панелі

Для обох панелей коэффициент К дорівнює 3. Тоді допустимі напруження:

Для алюмінієвої панелі:

$$F_{c_al} = \frac{3.14^2 * 3}{4} * \left(\frac{0.5 + 0.016}{10}\right)^2 * \frac{10,500,000}{(1 - 0.33)^2} = 217,833 \text{ psi} \quad (5.4.2)$$

Оскільки допустимі напруження знайдені вищі за границю плинності допустимі напруження будуть обмежені цим значенням. Крім того, прикладена сила створює напруження набагато нижчі, ніж F_{cu} , тому коефіцієнт, що враховує пластичність, не потрібен. Діючі стискаючі напруження були знайдені в рівнянні (5.1.6). Запас міцності для алюмінієвої панелі:

$$MS = \frac{F_{cy}}{f_c} - 1 = \frac{38,000}{10,500} - 1 = +2.61 \quad (5.4.3)$$

Для композитної панелі:

$$F_{c_comp} = \frac{3.14^2 * 3}{4} * \left(\frac{0.5 + 0.0135}{10}\right)^2 * \frac{3,000,000}{(1 - 0.33)^2} = 56,736 \text{ psi} \quad (5.4.4)$$

Діючі напруження стиску стиску були знайдені в рівнянні (5.1.3). Запас міцності композитної панелі:

$$MS = \frac{F_{c_comp}}{f_c} - 1 = \frac{64,400}{3,000} - 1 = +20 \quad (5.4.5)$$

5.5 Згин кромки

Панель обшивки нижньої передньої кромки кріпиться до нижньої конструкції роз'ємними болтами. Ці болти притягують панель до алюмінієвих фланців і частина панелі опирається всією поверхнею на фланець нервюри або лонжерона, що і є причиною згинального моменту, прикладеного до краю панелі. Існує два варіанти навантаження, де тиск прикладається до протилежних сторін панелі. На рис. 20 і 21 показані випадки навантаження та зовнішні сили, прикладені до краю панелі.

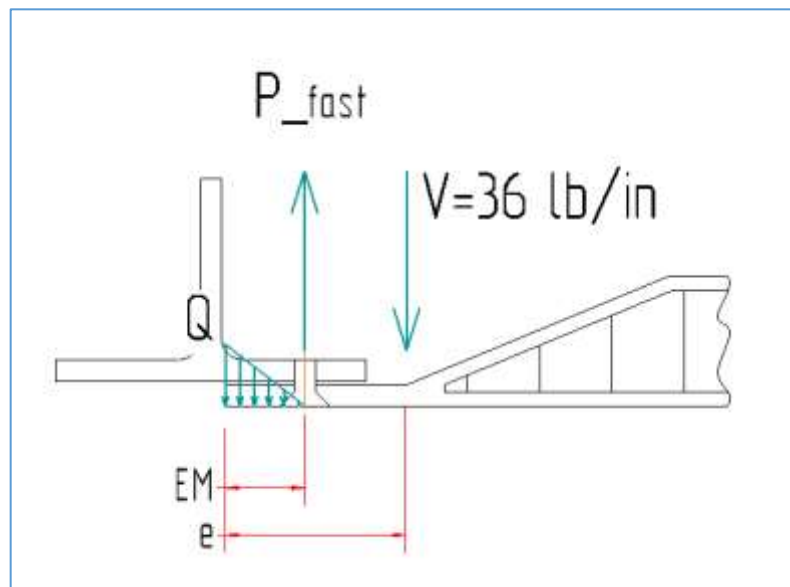


Рис. 20. Навантаження, прикладені до краю панелі при перевантаженні -1,0g

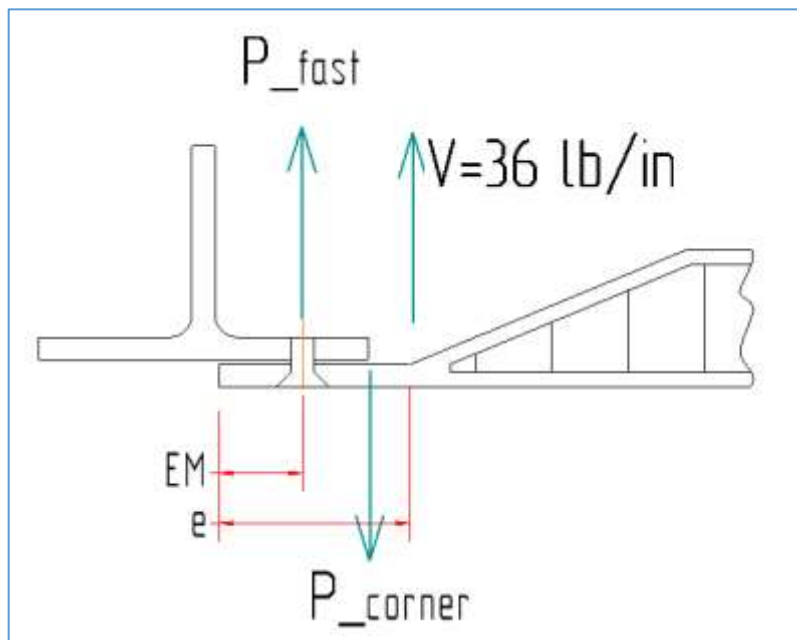


Рис. 21. Навантаження, прикладені до краю панелі при перевантаженні +2.5g

З рис. 20 і 21 видно, що навантаження при перевантаженні -1,0g є критичним, оскільки плече сили більше і згинальний момент буде більшим. Отже, рівняння рівноваги прикладених сил у вертикальному напрямку:

$$-\frac{1}{2} * Q * EM + P_{fast} - V * S = 0 \quad (5.5.1)$$

Рівняння рівноваги прикладених сил відносно болта:

$$\frac{1}{2} * \frac{2}{3} * Q * EM^2 = (e - EM) * S * V \quad (5.5.2)$$

де Q – максимальне значення розподіленого навантаження по краю

EM = 0.5 in – відстань від краю до центра отвору

Pfast – навантаження на болт

V = 36 lb/in, зсувне зусилля з рівняння. (5.3.2)

S = 2 in – відстань між болтами

e = 1 in – довжина кромки панелі без наповнювача.

З рівняння (5.5.2):

$$Q = \frac{3 * (e - EM) * S * V}{EM^2} = \frac{3 * (1 - 0.5) * 2 * 36}{0.5^2} = 432 \text{ lb/in} \quad (5.5.3)$$

і з рівняння (5.5.1):

$$P_{fast} = V * S + \frac{1}{2} * Q * EM = 36 * 2 + \frac{1}{2} * 432 * 0.5 = 180 \text{ lb} \quad (5.5.4)$$

Максимальний згинальний момент у цьому місці:

$$M = V * S * (e - EM) = 36 * 2 * (1 - 0.5) = 36 \text{ lb} - \text{in} \quad (5.5.3)$$

З розділу 5.1 відомо, що панель деформується через згин крила. Таким чином, згинальний момент від згину кромки та осьове навантаження від згину крила прикладаються до одного і того ж місця. У напрямку по розмаху згинальний момент і осьове навантаження будуть розтягувати зовнішні волокна в тому ж напрямку, що показано на рис. 22. У напрямку хорди згинальний момент і осьове навантаження будуть розтягувати зовнішні волокна в перпендикулярних напрямках, як показано на рис. 23.

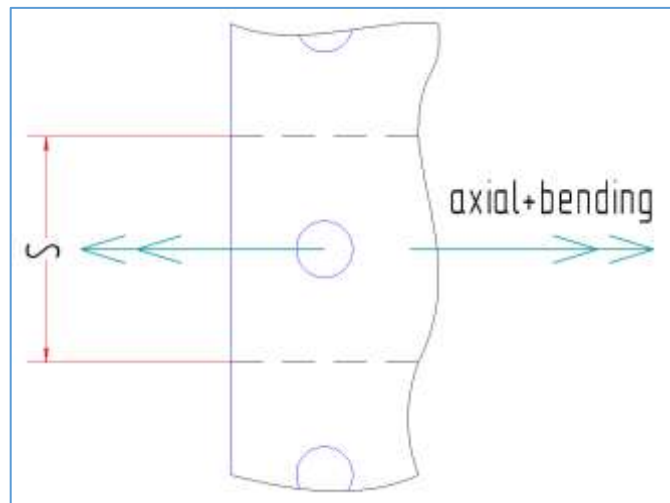


Рис. 22 Сили, прикладені до панелі на кромці зі сторони нервюри

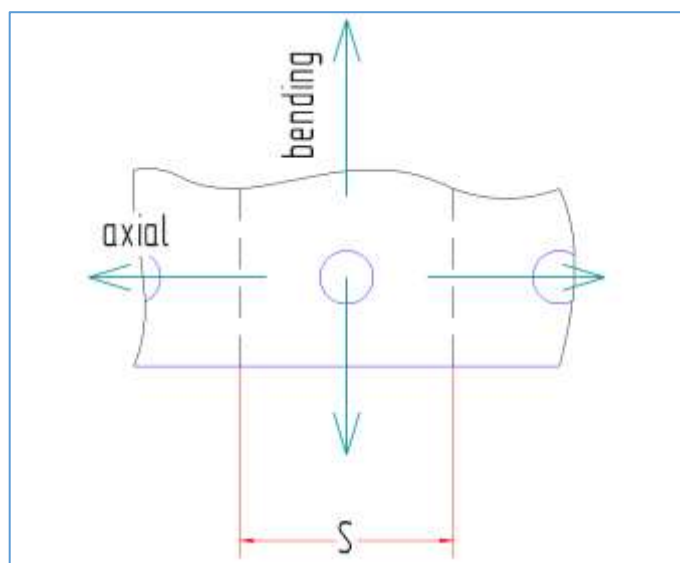


Рис. 23 Сили, прикладені до панелі на кромці зі сторони лонжерона

У наступному аналізі напрямок вздовж крила буде показано як вісь Y, а напрямок вздовж нервюри як вісь X.

Під час аналізу кромки буде оцінена необхідна товщина дублера між листами.

Алюмінієва панель

Дублер між листами буде прикріплено за допомогою клейового з'єднання. Шар клею тонкий, а його жорсткість висока. Отже, поперечний перетин можна вважати суцільним. Товщина клею не враховується при розрахунках, хоча вона збільшить момент інерції.

Поперечний перетин кромки панелі прямокутний. Цей поперечний переріз знаходиться під навантаженням на згин і розтяг. Отже, напруження внаслідок згину:

$$f_b = \frac{M}{w} = \frac{M * t_s}{2I} = \frac{6M}{s * t_s^2} \quad (5.5.5)$$

Загальне напруження розтягу в зовнішніх волокнах уздовж осі X на кромці панелі з урахуванням отвору, де f_{wb} з рівняння (5.1.5) і D – діаметр отвору:

$$f = \left(\frac{6M}{s * t_s^2} + f_{wb} \right) * \frac{S}{S - D} \quad (5.5.6)$$

Запас міцності для алюмінієвої панелі з урахуванням отвору (Hole Out Factor):

$$MS = \frac{0.9 * Ftu}{f} - 1 \quad (5.5.7)$$

З таблиці 2, $Ftu = 59\,000$ psi, тому мінімальна необхідна товщина дублера для панелі на краю становить 0,05 in. Будуть додані два дублера товщиною 0,025 in для уникнення різкого перепаду жорсткості. Максимальне напруження та запас міцності для цієї конфігурації:

$$f = \left(\frac{6 * 36}{2 * (2 * 0.016 + 2 * 0.025)^2} + 26,250 \right) * \frac{2}{2 - 0.235} = 50,368 \text{ psi}$$

$$MS = \frac{0.9 * 59,000}{50,368} - 1 = +0.05$$

Напруження розтягу зовнішніх волокон уздовж осі Y на кромці з урахуванням отвору, D – діаметр отвору:

$$f_y = \left(\frac{6M}{s * t^2} \right) * \frac{S}{S - D} =$$

$$\left(\frac{6 * 36}{2 * (2 * (0.016 * 0.025)^2)} \right) * \frac{2}{2 - 0.235} = 18,200 \text{ psi} \quad (5.5.8)$$

Напруження розтягу зовнішніх волокон уздовж осі Y на прольотному краю з урахуванням отвору, W – ширина панелі:

$$f_x = f_{wb} * \frac{W}{W - 2 * D} = 26,250 * \frac{10}{10 - 2 * 0.235} = 27,544 \text{ psi} \quad (5.5.9)$$

Еквівалентне напруження знайдено за Мізесом [8], яке показано нижче. Запас міцності розраховується за наступним рівнянням.

$$f_{eq} = \sqrt{(f_x^2 + f_y^2 - f_x * f_y)} =$$

$$= \sqrt{(27,544^2 + 18,200^2 - 27,544 * 18,200)} = 24,261 \text{ psi} \quad (5.5.10)$$

$$MS = \frac{Ftu}{f_{eq}} - 1 = \frac{59,000}{24,261} - 1 = +1.4 \quad (5.5.11)$$

Композитна панель

Композитна панель складається з ортотропних шарів, які можуть мати орієнтацію 0/90 або +45/-45. Ці шари мають високу жорсткість уздовж волокон і меншу жорсткість у напрямку +45/-45.

Край панелі згинається і розтягується. Для використання всього потенціалу армованого волокном склопластику логічно використовувати шари з орієнтацією 0/90 на зовнішніх поверхнях панелі. З іншого боку, важливо включати шари з орієнтацією +45/-45, оскільки це покращить опір зминанню. Таким чином, ця композитна панель матиме кілька зовнішніх шарів з орієнтацією 0/90, а внутрішні шари матимуть орієнтацію +45/-45. Для аналізу цієї кромки панелі вона буде показана у вигляді двох балок з різними механічними властивостями. Навантаження, прикладені до кромки, будуть перерозподілені пропорційно жорсткості балки. Структура краю панелі та схема вільного тіла показані на рис. 24.

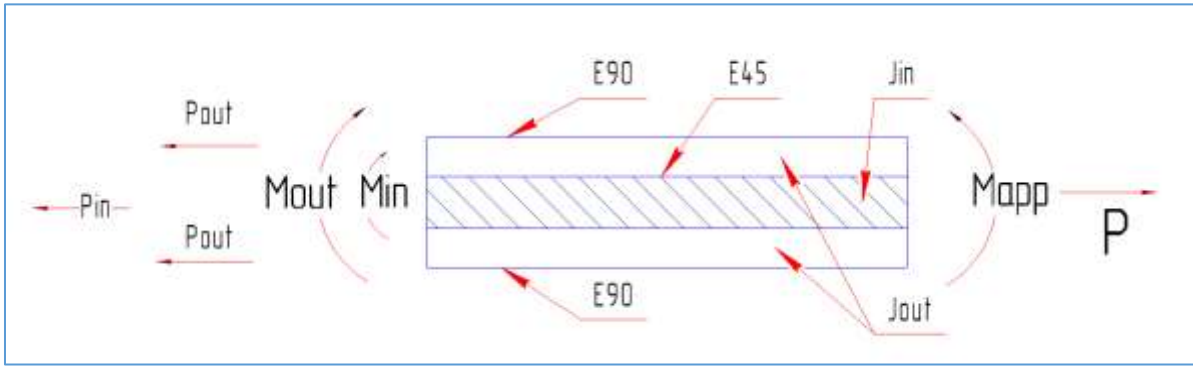


Рис. 24. Структура кромки панелі та навантаження

Для досягнення необхідної міцності додаються додаткові шари:

- зовнішня частина краю складається з 6 лицьових шарів і чотирьох додаткових шарів з орієнтацією 0/90
- внутрішня частина кромки складається з 4 шарів з орієнтацією +45/-45.

Відношення шарів з орієнтацією +45/-45 до загальної кількості шарів становить $4/14 = 28\%$.

Перерозподіл осевого навантаження між внутрішньою і зовнішньою частинами

Прикладене осьове навантаження за рівнянням (5.1.3) до частини панелі з шириною рівною відстані між болтами:

$$P = f_{wb} * S * 2t_s = 7500 * 2 * 2 * 0.0135 = 405 \text{ lb} \quad (5.5.12)$$

Жорсткість зовнішньої та внутрішньої частин, t – товщина шару:

$$A_{90} * E_{90} = S * 10 * t * E_{90} = 2 * 10 * 0.0045 * 3,000,000 = 270,000 \text{ lb}$$

$$A_{45} * E_{45} = S * 4 * t * E_{45} = 2 * 4 * 0.0045 * 1,701,000 = 61,236 \text{ lb}$$

Навантаження, прикладене до зовнішньої та внутрішньої частин:

$$P_{90} = P * \frac{A_{90} * E_{90}}{A_{90} * E_{90} + A_{45} * E_{45}} = 405 * \frac{270,000}{270,000 + 61,236} = 330 \text{ lb} \quad (5.5.13)$$

$$P_{45} = P * \frac{A_{45} * E_{45}}{A_{90} * E_{90} + A_{45} * E_{45}} = 405 * \frac{61,236}{270,000 + 61,236} = 75 \text{ lb} \quad (5.5.14)$$

Напруження від натягу панелі у зовнішній і внутрішній частині:

$$f_{t90} = \frac{P_{90}}{A_{90}} = \frac{330}{2 * 10 * 0.0045} = 3668 \text{ psi} \quad (5.5.15)$$

$$f_{t45} = \frac{P_{45}}{A_{45}} = \frac{75}{2 * 4 * 0.0045} = 831 \text{ psi} \quad (5.5.16)$$

Перерозподіл згинального моменту між внутрішньою і зовнішньою частинами

Момент інерції внутрішньої частини:

$$J_{45} = \frac{s * t^3}{12} = \frac{2 * (4 * 0.0045)^3}{12} = 0,972 * 10^{-6} \text{ in}^4 \quad (5.5.17)$$

Момент інерції зовнішньої частини:

$$J_{90} = \frac{s * t^3}{12} - J_{45} = \frac{2 * (14 * 0.0045)^3}{12} - 0,97 * 10^{-6} = 40.7 * 10^{-6} \text{ in}^4 \quad (5.5.18)$$

Жорсткості внутрішньої та зовнішньої частини:

$$J_{90} * E_{90} = 58.9 * 10^{-6} * 3 * 10^6 = 122.1$$

$$J_{90} * E_{90} = 3.28 * 10^{-6} * 1.701 * 10^6 = 1.65$$

Згинальний момент, прикладений до зовнішньої та внутрішньої частин, визначається з рівняння (5.5.3):

$$M_{90} = M * \frac{J_{90} * E_{90}}{J_{90} * E_{90} + J_{45} * E_{45}} = 36 * \frac{122.1}{122.1 + 1.65} = 35.5 \text{ lb} - \text{in} \quad (5.5.19)$$

$$M_{45} = M * \frac{J_{45} * E_{45}}{J_{45} * E_{45} + J_{90} * E_{90}} = 36 * \frac{1.65}{122.1 + 1.65} = 0.5 \text{ lb} - \text{in} \quad (5.5.19)$$

Напруження від згину краю у зовнішній і внутрішній частині:

$$f_{b90} = \frac{M_{90} * t}{2 * J_{90}} = \frac{34.9 * 16 * 0.0045}{58.9 * 10^{-6}} = 28,692 \text{ psi} \quad (5.5.15)$$

$$f_{b45} = \frac{M_{45} * t}{J_{45}} = \frac{1.1 * 6 * 0.0045}{3.28 * 10^{-6}} = 4,453 \text{ psi} \quad (5.5.16)$$

Загальне напруження розтягування на зовнішній поверхні краю панелі на кромці по хорди:

$$f = f_t + f_b = 3,668 + 28,692 = 32,360 \text{ psi} \quad (5.5.17)$$

Армований волокном полімер не має межі текучості; цей матеріал має пружну поведінку аж до руйнування під час розтягу. Таким чином, концентрація напружень буде відбуватися під час руйнування і необхідно враховувати коефіцієнт концентрації напружень. Для ортотропного склопластикового композиту коефіцієнт має значення 1,8. Отже, максимальне напруження на зовнішній поверхні краю панелі:

$$f_{\text{peak}} = 1.8 * f = 1.8 * 32,360 \text{ psi} = 51,646 \text{ psi} \quad (5.5.18)$$

Запас міцності:

$$MS = \frac{Ftu}{f_{\text{peak}}} - 1 = \frac{57,000}{51,646} - 1 = +0.1$$

Еквівалентна напруження на краю панелі вздовж лонжерона:

$$\begin{aligned} f_{eq} &= \sqrt{(f_t^2 + f_b^2 - f_t * f_b)} = \\ &= \sqrt{(831^2 + 4,453^2 - 831 * 4,453)} = 4,101 \text{ psi} \end{aligned} \quad (5.5.10)$$

Пікова напруження на зовнішній поверхні кромки панелі вздовж нервюри:

$$f_{\text{peak}} = 1.8 * f_{eq} = 1.8 * 4,101 = 7,381 \text{ psi} \quad (5.5.18)$$

Запас міцності:

$$MS = \frac{Ftu}{f_{eq}} - 1 = \frac{59,000}{7,381} - 1 = +6.9$$

5.6 Перевірка з'єднання

У розділі 5.5 було показано, що болт, що з'єднує нервюру та панель розтягується і зрізається. Як зазначалося вище, відстань від центру отвору до краю панелі становить більше двох діаметрів отвору для кріплення, тому в цьому випадку інших видів руйнування, крім зминання, не відбудеться, а міцність з'єднання залежить лише від допустимих напружень при зминанні. Використовується болт з потайною головкою, тому слід використовувати коефіцієнт впливу форми головки для визначення допустимих напружень.

Алюмінієва панель

З рівняння (5.1.5) напруження в листах панелі від згину крила становить 26,250 psi, тому навантаження на кріпильний елемент:

$$P = f_{wb} * t_s * S = 26,250 * 2 * 0.016 * 2 = 1680 \text{ lb} \quad (5.6.1)$$

Діаметр болта та загальна товщина кромки

$$D_b = 0.1875 \text{ in}, t_e = 0.05 + 2 * 0.016 = 0.082 \text{ in}$$

Допустима сила на зминання:

$$P_{all} = D * t_e * F_{bru2.0} = 0.1875 * 0.082 * 121,000 = 1860 \text{ lb} \quad (5.6.2)$$

Допустима сила вища за прикладену силу і при цьому форма головки болта не врахована, хоча це збільшить контактну поверхню і зменшить напруження зминання. Отже, запас міцності:

$$MS = P_{all} / P - 1 = 1860 / 1680 - 1 = +0.10 \quad (5.6.3)$$

Композитна панель

З рівняння (5.1.3) напруження в листах панелі від згину крила становить 7,500 psi, тому навантаження на болт:

$$P = f_{wb} * t_s * S = 7,500 * 2 * 0.0135 * 2 = 405 \text{ lb} \quad (5.6.1)$$

Діаметр болта та загальна товщина кромки

$$D_b = 0.1875 \text{ in}, t_e = 14 * 0.0135 = 0.063 \text{ in}$$

Допустимі напруження на змінання включаючи форму головки болта, що отримано шляхом тестування, для даного відношення кількості шарів з орієнтацією 0/90 and +45/-45:

$$P_{all} = D * t_e * F_{bru2.0} = 0.1875 * 0.063 * 55,946 * 0.7 = 462 \text{ lb} \quad (5.6.2)$$

Отже, запас міцності:

$$MS = P_{all} / P - 1 = 462 / 405 - 1 = +0.14 \quad (5.6.3)$$

5.7 Підсумки та висновок про міцність панелей

Таблиця 16 показує мінімальний запас міцності для кожної перевірки.

Таблиця 16. Запаси міцності

	Алюмінієва панель		Композитна панель	
	MS	Рівняння	MS	Рівняння
Розтяг лицьових листів	+0.53	5.1.14	+4.06	5.1.14
Втрата стійкості листа між стінками комірки	+2.30	5.1.15	+6.6	5.1.15
Прогин панелі	+15.8	5.2.1	+3.44	5.2.1
Зсув наповнювача (Core shear)	+0.31	5.3.3	+0.45	5.3.3
Зморщування листів панелі (Core Wrinkling)	+2.32	5.3.4	+5.52	5.3.4
Стиск наповнювача (Core crushing)	+0.87	5.3.7	+0.27	5.3.8
Загальна втрата стійкості	+2.61	5.4.3	+20.0	5.4.5
Згин кромки	+0.05	5.5.7	+0.10	5.1.18
Перевірка з'єднання	+0.10	5.6.3	+0.14	5.6.3

З таблиці 16 видно, що запаси міцності є достатніми і не можуть бути зменшені лише для кількох перевірок, оскільки зміна одного параметра вплине на інші перевірки. Також необхідно розуміти, що параметри і розміри матеріалу неможливо визначити досить точно, щоб досягти мінімального запасу міцності. Більш того, важко використовувати матеріали з деякими параметрами. Наприклад, алюмінієві листи тонше 0,016 дюйма не користуються популярністю через труднощі при їх монтажі. Або досвід виробництва та

експлуатації показує, що використання лише одного або двох шарів тканини для композитних панелей не є прийнятним.

Отже, аналіз показав, що панелі оптимізовані або подальша оптимізація панелей не принесе значного ефекту.

6. Конструкція панелі та порівняння

Нижня передня стільникова панель крила буде складатися з двох листів, стільникового наповнювача та дублерів по їх краях. Дублер буде розширено до області, де листи розташовані паралельно один одному. Така конструкція допомагає уникнути різкої зміни жорсткості. Поперечний переріз панелі показаний на рис. 25 і 26. Поперечний переріз однаковий для всіх граней панелі.

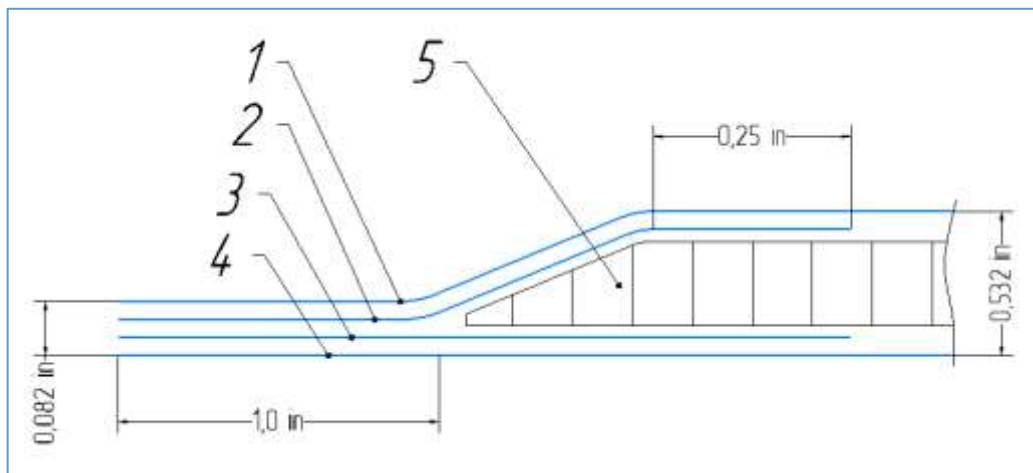


Рис. 25. Поперечний переріз алюмінієвої панелі. 1 і 4 – листи товщиною 0,016 in; 2 і 3 – дублери товщиною 0,025 in; 5 – стільниковий наповнювач.

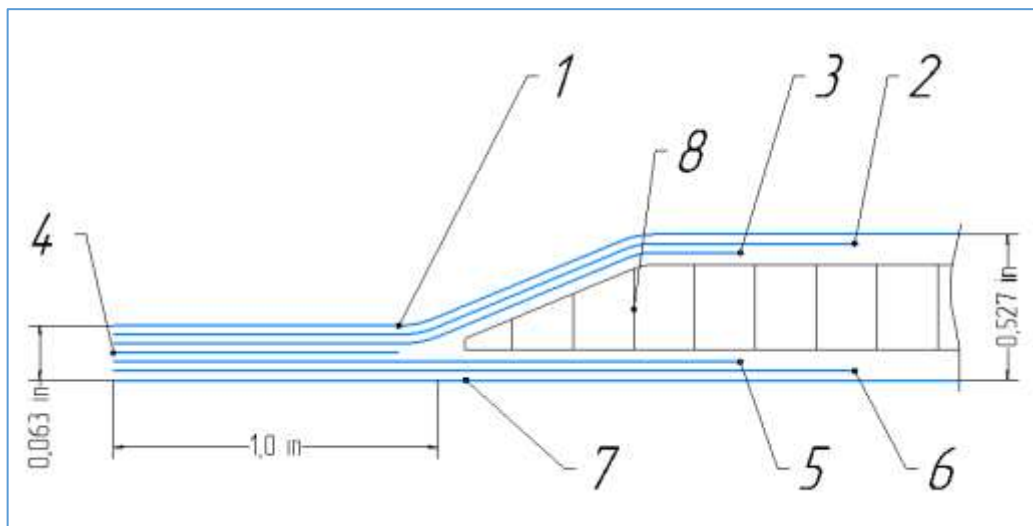


Рис. 26. Поперечний переріз композитної панелі. 1 і 7 – листи з 3 шарів, орієнтація 0/90; 2, 3, 5, 6 – дублери з 1 шару, орієнтація 0/90; 4 – внутрішній дублер з 4 шарів; орієнтація +45/-45; 8 – стільниковий наповнювач.

Основним критерієм ефективності проектування літаків є вага конструкції. Розрахунок ваги панелі наведено в Таблицях 17, 18, а розміри наведено на Рисунку 27. Щільність матеріалу була задана в Розділі 4.

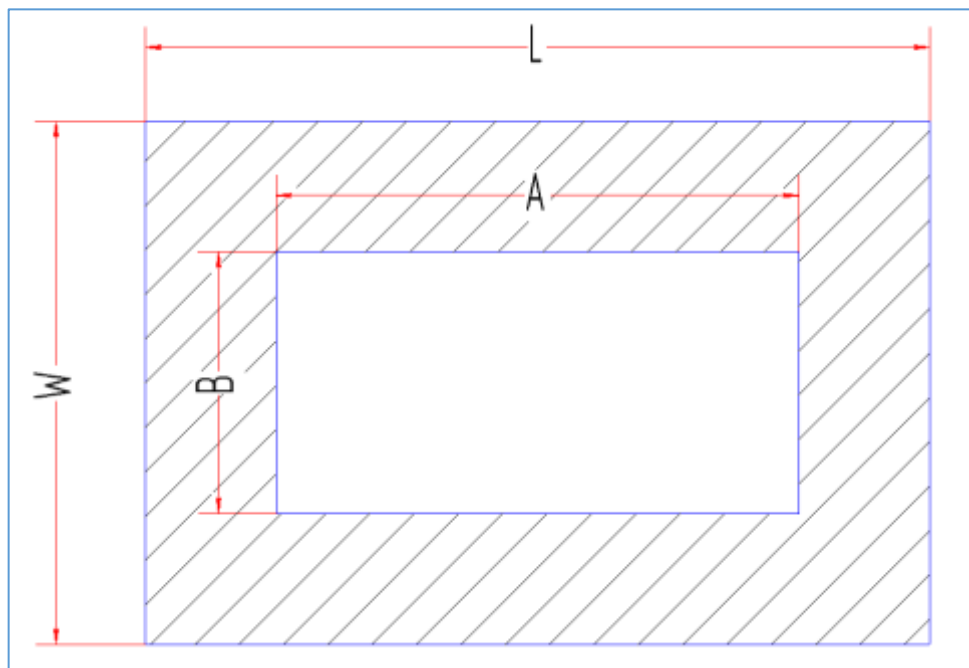


Рис 27. Схема розмірів деталей панелі

Таблиця 17. Оцінка ваги алюмінієвої панелі

Частина	К-к.	L, in	W, in	A, in	B, in	товщ, in	D, lb/in ³	вага, lb
Лист	2	15	10	0	0	0,016	0,1	0,48
Дублер	2	15	10	12	7	0,025	0,1	0,045
Наповнювач	1	13	8	0	0	0,5	0,00115	0,06016
Всього								0,58516

Таблиця 18. Оцінка ваги композитної панелі

Частина	К-к	L, in	W, in	A, in	B, in	товщ, in	D, lb/in ³	вага, lb
Лист	2	15	10	0	0	0,014	0,08	0,324
Зовн. дублер 1	2	15	10	12	7	0,005	0,08	0,00648
Зовн. дублер 2	2	15	10	11	8	0,005	0,08	0,00576
Внутр. дублер	1	15	10	13	8	0,018	0,08	0,00576
Наповнювач	1	13	8	0	0	0,5	0,0017	0,0884
Всього								0,4304

Згідно з таблицями 17 і 18 панель з композитних матеріалів легша на 25%.

Підводячи підсумки, переваги та недоліки кожної панелі наведено нижче.

Композитна панель

Переваги:

- менша вага
- вищі допустимі напруження на стиск
- відсутня корозія
- надійне з'єднання між частинами панелі
- можливість більш точного підбору товщин

Недоліки:

- нижча жорсткість
- крихке руйнування
- відсутня електропровідність

Алюмінієва панель

Переваги:

- вища жорсткість
- пластичне руйнування

Недоліки:

- менш надійне клейове з'єднання
- більша вага

7. Стартап

7.1 Опис ідеї проекту

В цьому розділі проведено маркетинговий аналіз стартап проекту, визначені можливості та доцільність його впровадження на ринок.

Таблиця 19. Опис стартап-проекту

Зміст проекту	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Проектування стільникових панелей	Авіабудування, Машинобудівна галузь	1) Висока міцність при найменшій вазі
		2) Врахування розмірів під кожну конструкцію
		3) Зниження ціни компонентів

Запропонована автором отримана залежність дозволяє визначити необхідний рівень міцності для будь-яких розмірів панелі та навантажень

7.2 Технологічний аудит

Реалізувати ідею проекту можна за допомогою проектних розрахунків.

В табл. 20 проведений аналіз потенційних техніко-економічних переваг даної ідеї у порівнянні з конкурентом №1

Таблиця 20. Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	W	N	S
1.	Грошові витрати		—	Мій проект та конкурент
2	Складність розрахунку	—	—	—
3	Точна оцінка границі витривалості	Конкурент	—	Мій проект
	Можливість максимального вичерпання ресурсу	—	Конкурент	Мій проект

Визначення технологічної здійсненності ідеї проекту наведено в табл. 21

Таблиця 21. Технологічна здійсненність ідеї проекту

№ п/п	Ідея проекту	Технологія її реалізації	Наявність технології	Доступність технології
1.	Проектування стільникових панелей для елементів крила або обтікачів.	Теоретичний розрахунок	є	є
		Практичне використання		
Обрана технологія може бути реалізована				

По показникам характеристики стану ринку можна зробити висновок, що даний проект є рентабельним.

Визначення потенційних груп клієнтів.

Потенційні групи клієнтів можна умовно поділити на первинних та вторинних споживачів продукту. Первинною групою є авіабудівна галузь. Надалі визначимо потенційні групи клієнтів (табл. 22)

Таблиця 22. Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1.	Зменшення ваги літаків	Авіабудування	фінанси	Точність та розширення можливостей абсолютного використання матеріалів

Після визначення потенційних груп клієнтів проводимо аналіз ринкового середовища, складаємо таблицю факторів, що допоможуть виходу проекту на ринок, та врахування факторів, що цьому можуть перешкодити (табл. 23)

Таблиця 23. Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1.	Збільшення собівартості	Зменшення попиту використання	Вдосконалення вже існуючих методик
2.	Розробка покращеної методики		

Таблиця 24. Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1.	Не потребує великих затрат на використання	Економність	Достойна оплата праці
2.	Підвищений попит у галузі авіабудування	Проведення ремонтних робіт	Збільшення флоту

Надалі проведемо аналіз пропозиції, визначивши загальні риси конкуренції на ринку (табл. 25).

Таблиця 25. Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
Тип конкуренції олігополія	Невелика кількість підприємств, які ведуть між собою здебільшого нецінову конкуренцію.	Не відрізняється помітним впливом
Національний рівень конкурентної боротьби	Даний ринок достатньо відкритий	Помітний вплив на модернізації галузі
Внутрішньогалузева ознака	Боротьба ведеться між методиками розрахунків	Заощадження коштів в наслідок введення методики
Товаро-родова конкуренція за видом методики	Здатність задовольнити потреби галузі	Не велика кількість конкурентів
Нецінова конкуренція	Підвищення якості методики в порівнянні з іншими	Робота над постійним покращенням методики
Марочна інтенсивність	Розглядаємо в якості конкурентів схожі методики	Незалежність від ринку

Після аналізу конкуренції проводимо більш детальний аналіз умов конкуренції в галузі (табл.26).

Таблиця 26. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти в галузі	Потенційні конкуренти	Клієнти	Товари-замінники
	Є	Бар'єрів впровадження нема	Boeing Airbus Антонов	Загрози з боку замінників є
Висновки:	Низька інтенсивність	Є можливість входження в галузь	Диктують умови роботи на ринку. Такі, як час на розрахунок і забезпечення потрібним програмним забезпеченням	Відсутність обмежень від замінників

З огляду на конкурентну ситуацію існує можливість виходу на ринок даної галузі. Щоб бути конкурентоспроможним на ринку даному проекту необхідно розробити програмне забезпечення для швидкісного розрахунку методики.

На основі аналізу конкуренції, проведеного в табл.26, а також із урахуванням характеристик ідеї проекту табл.20, вимог споживачів до товару табл. 24 та факторів маркетингового середовища табл. 25-26 визначаємо та обґрунтовуємо перелік факторів конкурентоспроможності. Аналіз оформлюється в табл.4.27.

Таблиця 27. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
1	Менша потреба у витратах	Для методики розрахунку мала необхідність в затратах
2	Точність розрахунків	Удосконалення отримання результатів
3	Використання отриманих даних	Максимальне вичерпання ресурсу

За визначеними факторами конкурентоспроможності (табл. 27) проведемо аналіз сильних та слабких сторін мого стартап-проекту (табл.4.28).

Таблиця 28. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін «Проектування стільникових панелей»

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Бали 1-20	Рейтинг методи у порівнянні з проектом конкурента						
			-3	-2	-1	0	1	2	3
1	Менша потреба у витратах	20				●			
2	Точність розрахунків	20			●				
3	Використання отриманих даних	20					●		
4	Точність розрахунку в проекті	15					●		

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities) (табл.4.29) на основі

виділених ринкових загроз та можливостей, та сильних і слабких сторін (табл.4.30).

Перелік ринкових загроз та ринкових можливостей складається на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та ринкові можливості є наслідками впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення.

Таблиця 29. SWOT- аналіз стартап-проекту

Мета проекту		Мета проекту		
+	S Перевірена технологія Продукт орієнтований на індивідуальний підхід до споживача	O Високий попит. Перспективність технології	Максимальне використання потенціалу команди Максимальне використання досвіду експлуатації стільникових панелей	Скорочення тривалості проекту за рахунок оптимізації процесів та конструкції
-	W Якість матеріалів може бути нижчою, за вказану поставником	T Невідомі терміни та кількість замовлень на рік	Контроль якості матеріалів від постачальників	

На основі SWOT-аналізу розробляються альтернативи ринкової поведінки для виведення стартап-проекту на ринок та орієнтовний оптимальний час їх ринкової реалізації з огляду на потенційні проекти конкурентів, що можуть бути виведені на ринок.

Визначені альтернативи аналізуються з точки зору строків та ймовірності отримання ресурсів (табл. 30).

Таблиця 30. Альтернативи ринкового впровадження стартап-проекту

№ п/п	Альтернатива ринкової поведінки	Ймовірність отримання ресурсів	Строки реалізації
1	Публічне ознайомлення, перевірка з існуючими методиками (аналогами), державне затвердження	Висока	5 місяці
2	Публічне ознайомлення, перевірка на справжньому експерименті, державне затвердження	Висока	2 роки

Із зазначених альтернатив виберемо першу, бо оптимальне використання є більш простим та ймовірним а строки реалізації – більш стислими.

7.3 Розроблення ринкової стратегії проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів (табл. 31).

Таблиця 31. Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Антонов	Повністю готові	Високий	Середня	Середня

Для роботи в обраному сегменті ринку необхідно сформувати базову стратегію розвитку (табл. 32).

Таблиця 32. Визначення базової стратегії розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
Альтернативна	Охоплення на 70-80 %	Конк.№1 та Конк.№2	Спеціалізація

Далі виберемо стратегію конкурентної поведінки (табл.33).

Таблиця 33. Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

Чи є проект «першопроходцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики то-вару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Ні	Так	Копіювати лише загально використані ідеї	Стратегія заняття галузі

Результатом даного підрозділу є узгоджена система рішень щодо ринкової поведінки стартап-компанії, яка визначатиме напрями роботи стартап-компанії на ринку:

- використання в проекті сучасних технологій;
- напрям роботи лише у заданій ніші ринку.

7.4 Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у табл. 33 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 33. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами
1	Не потребує великих затрат на розрхунки	Зменшення собівартості	Достойна оплата праці
2	Підвищений попит у галузі машинобудування	Збільшення виробництва та ремонту	Збільшення кількості працівників

Далі визначаємо оптимальну систему збуту, в межах якого приймається рішення (табл. 34).

Таблиця 34. Формування системи збуту

Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів	Функції збуту, які має виконувати постачальник товару	Глибина каналу збуту	Оптимальна система збуту
Одноразова покупка	Інформування	Глибока	Державне затвердження методики

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів (табл. 35).

Таблиця 35. Концепція маркетингових комунікацій

Специфіка поведінки цільових клієнтів	Канали комунікацій, якими користуються цільові клієнти	Ключові позиції, обрані для позиціонування	Завдання рекламного повідомлення	Концепція рекламного звернення
Комунікабельні	Мережа інтернет, наукові праці	Реклама методики на конференціях	Розширення цільових клієнтів	Показати, що наша методика краща та доцільніша

Результати маркетингового дослідження:

- даний стартап-проект є актуальним, тому що може вивести машинобудівну галузь на наступну сходинку
- мала кількість конкурентів
- унікальність ідеї
- впровадження в ринок є абсолютно доцільним, прибутковим.

8. Висновок

У роботі було розглянуто методику проектування стільникових панелей та спроектовано нижню панель з алюмінію та склопластику для передньої кромки крила літака. В ході роботи виявлено конструктивні особливості обох панелей, з яких випливають особливості проектування панелей. В цілому, незважаючи на нижчу жорсткість, панель виготовлена зі склопластику має ряд переваг над алюмінієвою. А саме менша вага, відсутність корозії, технологічність.

У роботі розглянуто можливість створення стартап проекту, виявлено сильні та слабкі сторони.

Джерела

1. Michael C. Y. Niu, Airframe Structural Design, (1988), ISBN No: 962-7128-04X
2. Michael C. Y. Niu, Airframe Stress Analysis and Sizing, Second Edition, (1999)
3. Michael C. Y. Niu, Composite Airframe Structures Practical Design Information and Data, (1992), ISBN 962-7128-06-6
4. E. F. Bruhn, B. S., M.S., C.E. Analysis and Design of Vehicle Structures, (1973)
5. Military Handbook Metallic Materials and elements for Aerospace Vehicle Structures (1998)
6. Military Handbook Structural Sandwich Composites (1968)
7. S. Timoshenko, S. Woinowsky-Krieger, Theory of Plates and Shells, Second Edition (1989), ISBN 0-07-064779-8
8. Опір матеріалів: Підручник / Г. С. Писаренко, О. Л. Квітка, Е. С. Уманський; За ред. Г. С. Писаренка. - 2-ге вид., допов. ПЗ4 і переробл. - К: Вища шк., 2004. - 655 с.: іл. ISBN 966-642-056-2
9. Г.И. Житомирский. Конструкция самолетов. – Москва: Машиностроение, 1995. – 415с.
10. Handbook of Composites, George Lubin, first edition (1982), ISBN-13: 978-1-4615-7141-4