

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

**Інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування**

До захисту допущено
В. о. завідувача кафедри
_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2021 р.

**Дипломний проєкт
на здобуття ступеня бакалавра**

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

**на тему: «Застосування біокompозитних матеріалів в конструкції
агрегатів літака»**

Виконав:

студент IV курсу, групи ВЛ-72
Ахтямов Едвард Харисович _____

Керівник:

доцент кафедри АРБ, к.т.н.
Зінченко Дмитро Миколайович _____

Рецензент:

асистент
Чепілко Миколай Михайлович _____

Засвідчую, що у цьому дипломному
проєкті немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних
посилань.

Студент _____

Київ – 2021 року

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

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти –перший (бакалаврський)

Спеціальність –134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студенту

Ахтямову Едварду Харисовичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту «Застосування біокомпозитних матеріалів в конструкції агрегатів літака», керівник проєкту Зінченко Дмитро Миколайович, к.т.н, доцент кафедри АРБ, затверджені наказом по університету від «23» квітня 2021 р. № 1061-с
2. Термін подання студентом проєкту 11 червня 2021 р.

3. Вихідні дані до проєкту: _____

3.1 Висота основного лонжерону крила $H=12$ см.

3.2. Значення ширини полки лонжерону: $b=4,82$ см (Для консольної секції) $b=5,78$ см (Для центральної секції).

3.3. Перетини $Z = 3111,5$ мм; $Z=3504$ мм.

3.4. $n_y^e = +6$; $C_{y \max} = 1,58$; $n_y^e = -4$; $C_{y \max} = -0,9$.

4. Зміст пояснювальної записки: _____

4.1. Вступ.

4.2. Аналітичний огляд літератури.

4.3. Дослідження бамбукового композиту щодо характеристик міцності при виготовленні авіаційних конструктивних елементів.

4.4. Визначення розмірів елементів конструкції та вузлів крила.

4.5. Розрахункові навантаження.

4.6. Біокомпозит з волокон канабісу.

5. Перелік графічного (ілюстраційного) матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо):

5.1 Застосування біокомпозитних матеріалів в літакобудуванні.

5.2 Результати випробувань бамбуку.

5.3 Епюри навантажень.

5.4 Зразки біокомпозиту з волокон канабісу.

6. Консультанти розділів дисертації

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

7. Дата видачі завдання: 25 лютого 2021 р

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проєкту	Термін виконання етапів проєкту	Примітка
1.	<i>Аналіз існуючих біокомпозитних матеріалів та літератури по сучасним аналогам. Постановка завдання.</i>	<i>до 9.04.2021 р.</i>	
2.	<i>Дослідження бамбукового композиту щодо характеристик міцності при виготовленні авіаційних конструктивних елементів.</i>	<i>до 16.04.2021 р.</i>	
3.	<i>Визначення розмірів елементів конструкції та вузлів крила.</i>	<i>до 21.04.2021 р.</i>	
4.	<i>Розрахунок навантажень.</i>	<i>до 5.05.2021 р.</i>	
5.	<i>Розробка біокомпозиту на основі волокон канабісу</i>	<i>до 26.05.2021 р.</i>	
6.	<i>Підготовка публікації по темі проєкту</i>	<i>до 31.05.2021 р.</i>	
7.	<i>Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів</i>	<i>до 07.05.2021 р.</i>	
8.	<i>Перевірка на плагіат</i>	<i>до 11.06.2021 р.</i>	
9.	<i>Захист</i>	<i>з 14.06.2021 р. по 30.06.2021 р</i>	

Студент

_____ (підпис)

Едвард АХТЯМОВ

_____ (ініціали, прізвище)

Керівник проєкту

_____ (підпис)

Дмитро ЗІНЧЕНКО

_____ (ініціали, прізвище)

Пояснювальна записка
до дипломного проєкту

**на тему: «Застосування біокомпозитних матеріалів в конструкції
агрегатів літака»**

Київ – 2021 рік

Анотація

Пояснювальна записка до ДП «Застосування біокомпозитних матеріалів в конструкції агрегатів літака» містить 69 сторінок тексту, 26 ілюстрацій та 7 бібліографічних посилань.

Мета проекту – розробка біокомпозитного матеріалу на основі волокон канабісу, який легше інших матеріалів, які використовуються в літакобудуванні, а крім усього іншого практично не впливає на погіршення навколишнього середовища як в ході виробництва, так і в процесі експлуатації, а також неминучою згодом утилізації.

Ключові слова: Біокомпозитний матеріал, деревина, бамбук, волокна канабісу, навантаження.

Abstract

The explanatory note to the State Enterprise "Application of biocomposite materials in the design of aircraft units" contains 69 pages of text, 26 illustrations and 7 bibliographic references.

The purpose of the project is to develop a biocomposite material based on cannabis fibers, which is lighter than other materials used in aircraft construction, and, among other things, has virtually no impact on environmental degradation both during production and operation, as well as the inevitable subsequent disposal.

Key words: Biocomposite material, wood, bamboo, cannabis fibers, loading.

СПИСОК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ ТА ПОЗНАЧЕНЬ.....	6
ВСТУП.....	7
1.АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ЛІТЕРАТУРИ	8
1.1 Постановка задачі	8
1.2 Огляд існуючих рішень.....	8
1.3 Деревина.....	8
1.4 Висновки по розділу.....	26
2. ДОСЛІДЖЕННЯ БАМБУКОВОГО КОМПОЗИТУ ЩОДО ХАРАКТЕРИСТИК МІЦНОСТІ ПРИ ВИГОТОВЛЕННІ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКТИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ	27
2.1. Основні геометричні параметри	28
2.2 Дані випробувань на розтяг бамбукових планкок	29
2.3 Дані випробувань на стиск бамбукових планкок.....	31
2.4 Дані випробувань на згин бамбукових планкок.....	33
2.5 Висновки по розділу.....	35
3. ВИЗНАЧЕННЯ РОЗМІРІВ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІ І ТА ВУЗЛІВ КРИЛАВ	36
3.1.Вихідні дані	36
3.1.1 Властивості матеріалу	36
3.1.2 Геометричні характеристики базового перетину	37
3.2 Характеристики перетину лонжерону	37
3.3 Компонування перетину основного лонжерону.....	38

					<i>ВЛ-7201.10.00.00.00ПЗ</i>			
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Разраб.</i>		<i>Ахтямов Е.Х.</i>			Застосування біокомпозитних матеріалів в конструкції агрегатів літака	<i>Літ.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Перевірів</i>		<i>Зінченко Д.М.</i>					4	69
<i>Реценз.</i>						<i>НТУУ «КПІ» ІАТ</i>		
<i>Н. контр.</i>		<i>Паворов С.А.</i>				<i>Каф. АРБ ВЛ-72</i>		
<i>Затверд</i>		<i>Кабанячий В.В.</i>						

3.3.1. Центральна секція крила. Перетин $Z = 3111,5$ мм	38
3.3.2 Консольна секція крила. Перетин $Z=3504$ мм – кріплення консолі.	40
3.4 Висновки по розділу.....	42
4. РОЗРАХУНКОВІ НАВАНТАЖЕННЯ.....	43
4.1 Випадок А. Політ з $n_{ye} = +6$; $C_u \max = 1,58$	43
4.1.1 Згин.....	43
4.1.2 Кручення	47
4.1.3 Згин $Z=3504$ мм	49
4.1.4 Кручення $Z=3504$ мм.....	51
4.2 Випадок D. Політ з $n_{ye} = -4$; $C_u \max = -0,9$	53
4.2.1 Згин Перетин $Z=3111,5$	54
4.2.2 Згин.....	57
4.3 Висновки до розділу	58
5. БІОКОМПОЗИТ З ВОЛОКОН КАНАБІСУ	59
5.1. Випробування біокомпозиту з волокон канабісу в Канаді	59
5.2. Виготовлення зразків біокомпозиту	60
5.3 Висновки по розділу.....	63
ВИСНОВОК	64
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	65

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

ВСТУП

Активна діяльність сучасної цивілізації людини має яскраво виражений техногенний характер. Одним з ключових моментів цієї діяльності є видобуток і переробка корисних копалин для потреб промисловості. Зокрема, використовувані на даний момент в авіабудуванні основні конструкційні матеріали (метали і композити) вимагають для свого виробництва вельми складних і енергоємних процесів.

Вплив на навколишнє середовище у вигляді виділеної теплової енергії, викидів хімічно шкідливих речовин в атмосферу і водний басейн на всіх етапах виробництва є неминучою платою при виготовленні металевих або композитних виробів. При цьому рівень впливу на навколишнє середовище в процесі виготовлення виробів з матеріалів природного походження, зокрема з деревини або її похідних, значно нижче.

Гостра необхідність створення замкнутого циклу виробництва і утилізації виробів авіаційної промисловості обґрунтовує очевидні переваги застосування конструкційних матеріалів природного походження. Використання деревини і її похідних дозволяє використовувати поновлювані природні ресурси і вимагає значно менше енергії, що також є причиною меншої собівартості виробництва дерев'яних літаків.

Підп. і дата					
Взам. інв. №					
Інв. № дубл.					
Підп. і дата					
Інв. № подп.					
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	Лист
					7

1. АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ЛІТЕРАТУРИ

1.1 Постановка задачі

Проаналізувати існуючі біокомпозитні матеріали, їх переваги та недоліки у порівнянні з матеріалами неприродного походження. Сгідно з ТЗ розрахувати напруження, які діють на лонжерон крила, що складається з різних біокомпозитних матеріалів. Розробити зразки біокомпозитного матеріалу на основі волокон канабісу.

1.2 Огляд існуючих рішень

У перший період розвитку літакобудування деревина була основним конструкційним матеріалом і з неї виготовлялися майже всі силові деталі. Згодом, особливо в зв'язку з появою багатомоторних літаків, деревина стала витіснятися новими конструкційними матеріалами - дуралюміна, якісними сталями і ін. Але незважаючи на широке використання цих матеріалів, споживання деревини в літакобудуванні збільшується з кожним роком. [1]

В даний час деревина успішно конкурує з іншими матеріалами при виготовленні малих і середніх літаків. Широке застосування деревини в літакобудуванні пояснюється наступними основними її перевагами: 1) висока міцність, 2) мала об'ємна вага, 3) простота обробки, 4) високі пружні властивості, 5) дешевизна.

1.3 Деревина

Найбільш широко застосовується в літакобудуванні: сосна. В якості заміників сосни з успіхом можуть застосовуватися ялина звичайна, ялина аянська (ДВК) і ялиця кавказька (Кавказ). Хоча механічні якості деревини цих порід трохи нижче, ніж у сосни, але питома міцність майже однакова.

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл.	

										Лист
										8
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						

З листяних порід найбільше застосування в літакобудуванні мають ясен звичайний і дуб. В якості заміників ясена та дуба використовуються бук (Кавказ), ясен манчжурский (ДВК) і модрина. З метою кращого використання деревини потрібно деревину підвищеної і нормальної якості застосовувати тільки для виготовлення силових деталей, а все несилкові і малонавантажені деталі виготовляти з деревини зі зниженими механічними властивостями. Для порівняння застосовуваних в літакобудуванні конструкційних матеріалів в таблиці 1 наведено їх питома міцність.

Таблиця 1.3.1

Матеріали	Питома міцність	
	На розтяг	На стиск
Сосна	18,4	7,4
Ясен	17,8	6,2
Дуб	16,4	6,3
Ялина звичайна	18,4	7,5
Модрина	15,7	6,8
Ялина кавказька	18,8	8,5
Фанера	9,4	-
Дуралюмін	14	14
Електрон	18	18
Сталь марки 30ХГСА	18,5	18,5
Сталь марки 30ХМА	17,8	17,8

З цієї таблиці видно, що за питомою міцністю деревина поступається лише спеціальним сталям, електрону і дуралюмінію (на стиск).

Поряд з перевагами деревина має і такі основні недоліки: 1) неоднорідність будови, 2) гігроскопічність, 3) здатність загнивати при певних

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл.	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	Лист
					9

тобто деревина, що утворилася в перший рік існування втечі. Серцевина і первинна деревина утворюють серцевинну трубку, яка у хвойних порід в перерізі має форму кола, у дуба – зірки, у вільхи – трикутника, у ясена – чотирикутника і т. д. Діаметр серцевинною трубки близько 3-6 мм. Серцевина має низькими механічними властивостями і підлягає видаленню при заготівлі брусків і планок для літакового заводу.

У хвойних порід річні шари видно на всіх розрізах внаслідок більш темного кольору пізньої деревини. Провідних судин немає і їх роль виконують особливі клітини, звані трахеїдами. Серцевинні промені простим оком не видно.

Деревина більшості порід (сосна, модрина, кедр та ін.) Має смоляні ходи, які на торцевому розрізі видно у вигляді світлих точок, а на радіальному і тангентальному – у вигляді темних рисочок.

З хвойних порід в літакобудуванні застосовуються сосна, ялина, кавказька ялиця і сибірська модрина. Сосна належить до групи ядрових порід, має ядро буро червоного кольору і заболонь жовтувато-білого кольору. Рання частина річного шару світла, пізня частина більш темного кольору. Серцевинні промені ні на одному розрізі простим оком не видно. Численні смоляні ходи розташовані головним чином в пізнішій частині річного шару.

Механічні властивості деревини сосни досить високі, і тому вона є основним конструкційним матеріалом для побудови дерев'яних і змішаних літаків. З сосни виготовляються лонжерони крила, фюзеляжу і оперення, нервюри, шпангоути, стрингери, полки кільової балки і кільсон, бобишки і інші деталі.

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------



1.3.1 Сосна

Ялина належить до групи спелодревесних порід і заболонь її не відрізняється за кольором від внутрішньої частини – стиглої деревини. Деревина ялини білого кольору, злегка блискуча, м'яка, легка і сукувата; річні шари добре видно на всіх розрізах; рання деревина світліше і розвинена сильніше, ніж пізня; серцевинні промені не видно неозброєним оком; смоляні ходи нечисленні.



Рис.1.3.2 Ялина

У наслідок великої сучковатості ялина не отримала ще широкого поширення в літакобудуванні і служить заміником сосни. При застосуванні ялини в літакобудуванні необхідно перераховувати міцність деталей, так як механічні якості ялини на 9-10% нижче, ніж у сосни. Крім того, деревина ялини має знижену стійкість проти гниття і важче обробляється внаслідок великої сучковатості і підвищеної твердості деревини сучків.

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл.	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

Ялиця належить до групи спелодревесних порід; заболонь її по кольором не відрізняється від стиглої деревини. Деревина ялиці біла з жовтуватим відтінком, м'яка і легка; смоляних ходів немає; річні шари помітні на всіх розрізах; пізня деревина темніша забарвлена і менш розвинена, ніж рання; серцевинні промені не видно неозброєним оком. Деревина при питомій вазі 0,4 має питомий опір стисненню вздовж волокон 340 кг/см, добре обробляється і склеюється.

Сибірська модрина відноситься до групи ядрових порід. Заболонь її вузька, білого кольору, ядро червонувато-бурого кольору, річні шари ясно видні на всіх розрізах; пізня деревина темніша забарвлена і сильніше розвинена, ніж рання; серцевинні промені не видно неозброєним оком; смоляних ходів менше, ніж у сосни.



Рис. 1.3.3 Сибірська модрина

Деревина модрини важка, має високі механічні якості, стійка проти гниття, малосучковата, але має схильність до розтріскування.

Модрина може бути у всіх випадках заміником дуба і ясена і особливо придатна для деталей гідролітаків, так як мало намокає, мало жолобиться і добре зберігається у воді. З модрини виготовляють полиці лонжеронів, кільової балки і кільсонів, стрингери та інші деталі.

Лиственні породи по розташуванню судин в стовбурі діляться на кільцепорові і рассеянопорові. У перших судини зібрані в ранній деревині кільцями і добре видно неозброєним оком, а пізня деревина має щільне будова.

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	Лист
					13

У рассеяннопорових порід судини розкидані по всьому річного шару і зазвичай не видно неозброєним оком. З листяних порід у літакобудуванні застосовуються дуб, ясен, бук, липа і береза.

Дуб відноситься до групи розсіянопорових і ядрових порід. Деревина дуба важка, тверда; в ранній частині річного шару на торцевому розрізі видно один або кілька рядів судин, що утворюють кільце; пізня частина річного шару щільна, має вузькі судини, що групуються в радіальні ряди і утворюють малюнок у вигляді язичка полум'я; заболонь вузька, жовтувато-білого кольору, ядро темніше, до темnobурого кольору; серцевинні промені широкі в вузькі, добре видно неозброєним оком на всіх розрізах. Розрізняють два роду деревини дуба:

1) дрібношарову - м'яку, однорідну, зі зниженими механічними властивостями; ця деревина чисто обробляється і добре полірується, а тому високо цінується в меблевому фанерному виробництві;

2) крупнослойну тверду, з високими механічними властивостями; така деревина широко застосовується в літакобудуванні і найчастіше використовується для виготовлення гнутих деталей, а також деталей гідролітаків.



Рис. 1.3.4 Дуб

Ясен відноситься до групи кільцепорових порід. Деревина ясена важка, тверда, з високими механічними властивостями; річні шари добре видно

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

неозброєним оком: в ранній частині річного шару розташовані великі судини, що утворюють кільце. Ясен має ядро і стиглу деревину. Заболонь широка, білого кольору, ядро світло-блакитного кольору. Серцевинні промені дрібні, слабо видно неозброєним оком. У літакобудуванні ясен йде головним чином на гнуті деталі.



1.3.5 Ясен

До фізичних властивостей деревини, які представляють інтерес для інженера, відносяться, наступні:

- 1) вологість і вплив її на формозмінність, механічні якості, пластичність, об'ємна вага і ін .;
- 2) гігроскопічність;
- 3) об'ємна вага і вплив її на механічні якості і вага конструкції;
- 4) горючість;
- 5) стійкість проти гниття.

Під механічними властивостями деревини розуміється здатність її чинити опір дії зовнішніх навантажень. Для визначення фізичних властивостей і механічних якостей деревину відчуюють в лабораторних умовах на розтяг, стиск, сколювання і удар, а також визначають її об'ємна вага і вологість.

Зниження вологості деревини після точки насичення волокон викликає зменшення лінійних розмірів-усушку деревини. Усушка залежить від породи деревини і, крім того, різна за різними напрямками (рис).

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл

										Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						15

При розтягуванні деревини поперек волокон міцність її практично незначна, так як деревина розколюється. Тому, кажучи про міцності деревини на розтяг, мають на увазі тільки розтягнення вздовж волокон. Такому розтягуванню деревина чинить опір досить добре.

Але і при розтягуванні вздовж волокон часто виникає сколювання деревини в місцях кріплення деталі. З цієї причини уникають застосовувати деревину для деталей, що працюють на розтяг. Випробування деревини на розтяг вздовж волокон ведуть на зразку, показаному на рис. Товщина робочої частини зразка не повинна бути більше 4 мм; виготовляється зразок з точністю $\pm 0,1$ мм. Навантажені під час випробування проводиться зі швидкістю $1500 \pm 25\%$ кг/хв і тимчасове опір розтягуванню обчислюють за формулою:

$$\sigma = \frac{P}{ab}, \text{ кг/см}^2$$

де P – навантаження викликала порушення зразка, в кг;

a – ширина робочої частини зразка в см;

b – товщина робочої частини зразка в см.

Розрізняють радіальне сколювання, коли діюча сила прикладена по радіусу, і тангентального, коли сколюватися зусилля направлено по дотичній, причому деревина чинить опір тангентального сколювання дещо краще, ніж радіальному. Випробування на сколювання проводять на зразку, зображеному на рис. Річні шари на торцях зразка повинні бути паралельні сколюватися поверхні при тангентальному і перпендикулярні при радіальному сколюванні. Зразок повинен бути ретельно виструганий під косинець з точністю $\pm 0,1$ мм.

Випробування ведеться в спеціальному приладі (рис.) зі швидкістю навантаження $1250 \pm 20\%$ кг/хв і тимчасовий опір деформуючих обчислюється за формулою:

$$\sigma = \frac{P}{bl'}, \text{ кг/см}^2$$

де P – навантаження викликала порушення зразка, в кг;

b – товщина робочої частини зразка в см;

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подп.

										Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						16

l – висота площі сколювання.

Статичному вигину піддаються полки, лонжерон і інші деталі літака. При вигині бруска або деталі з'являється зона розтягують і зона стискають сил, причому руйнування завжди починається в зоні стискають сил, так як тимчасовий опір деревини зжиманню в два-три рази менше тимчасового опору її розтягування.

Для випробування зразок розмірами 2x2x30 см виготовляється так, щоб річні шари на торцях його були паралельні двох протилежних гранях, а утворюють річні шари паралельні довгим ребрах зразка. Зразок випробовується за схемою, зображеної на рис., Причому нерухомі опори і ніж повинні мати заокруглення радіусом 15 мм, а відстань між центрами опор має бути 240 мм.

Зразок на опорах розташовується так, щоб згинаючи сили були спрямовані по дотичній до річних шарів. Навантажувати зразок потрібно, в середині його довжини, рівномірно зі швидкістю $500 \pm 20\%$ кг/хв. Тимчасовий опір вираховується за формулою:

$$\sigma = \frac{3Pl}{2bh^2}, \text{ кг/см}^2$$

де P – навантаження викликала порушення зразка, в кг;

b – товщина робочої частини зразка в см;

h – висота зразка в см.

На ударний вигин деревину відчувають на маятниковому копрі Шарпі з запасом потужності 10 кгм. Зразок і схема випробування ті ж, що і при випробувань на статичний вигин.

Для визначення деформації при випробування на розтягування і стиснення існують досить точні прилади, які називаються екстензометри в лабораторній практиці зустрічаються такі екстензометри:

1) дзеркальний прилад Мартенса, вражаючі дії яких засновані на застосуванні дзеркального відліку за допомогою зорової труби;

2) екстензометри Юнга, в якому деформація вимірюється за допомогою мікроскопа з мікрометренним окуляром;

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подп.

										Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						17

3) прилад Кембриджа, який працює за принципом мікрометренного гвинта;

4) новітні прилади з автоматичним відліком деформації мікрометренному циферблату.

На заводах найбільш часто використовується дзеркальний прилад Мартенса, пристрій якого показано на рис. На зразок Q за допомогою пружиніного держателя 1, встановлюється легка пластинка 2, яка притискається до зразка вістрям і призмою 4 ромбового перетину і забезпечена дзеркалом 5. Дзеркало становить одне ціле з призмою і встановлено перпендикулярно найбільшою діагоналлю a. На початку діагональ a перпендикулярна, а дзеркало паралельно довжині зразка і відстань bd від вістря до призми є розрахунковою довжиною l. Перед дзеркалом на відстані L від його поверхні розташовані зорова труба 6 і рейка 7 з міліметровою шкалою, поставлені так, що в зорову трубу видно відображення поділок шкали в дзеркалі.

На початку випробування за допомогою зорової труби спостерігач побачить розподіл C на рейці 7. Якщо зразок навантажити силою P, то відповідне цій силі подовження Δl перемістить вістрі призми з точки b точку b_1 . При цьому призма, а з нею дзеркало повернуться близько точки O на кут δ . Внаслідок цього в зорову трубу на рейці буде видна якась інша точка D. Вирішуючи спільно трикутники Obb_1 і OCD , отримаємо, що

$$\Delta l = \frac{CD \cdot a}{2L}$$

В авіаційному шпоні допускаються такі дефекти: глазки світлі без обмеження; глизки чорні розміром не більше 4 мм на відстані не менше 100 мм один від одного; завитки загальною довжиною до 60 мм при відстані між ними по довжині волокон не менше 230 мм; косослой не більше 5%; прорости світлі довжиною до 10 мм, шириною до 15 мм при відстані між ними по довжині волокон не менше 230 мм; свилеватість шириною не більше 60 мм; кольорові забарвлення рожевого і оранжевого кольорів; гофр при довжині хвилі не менше 25 мм і висоті хвилі не більше 100 її довжини; торцеві тріщини з одного боку

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

										Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						18

аркуша довжиною до 50 мм в кількості до трьох штук на ширину аркуша 230 мм.

Шпон випробовується на вологість і розтягнення. З кожного листа, відібраного для фізико-механічних випробувань, вирізається один комплект зразків, що складається з двох зразків на розтягнення і одного зразка на визначення вологості. Вологість визначається на зразку вагою не менше 5 г.

Для випробування шпону на розтягнення вирізається уздовж волокон деревини зразок з розмірами, показаними на рис. Випробування проводять на пресах Амслера або шоппера, причому затискні губки повинні захоплювати всю поверхню наклейки зразка. Навантажують зразок рівномірно зі швидкістю 1200 кг / хв. Тимчасовий опір розтягуванню вираховується за формулою:

$$\sigma = \frac{P}{F}, \frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$$

де P – навантаження викликала порушення зразка, в кг;

F – площа поперечного перерізу в см².

З фанери виготовляють багато деталей літаків і, зокрема, обшивки фюзеляжу, крила, центроплана, хвостового оперення, нервюр і шпангоутів.

Широке застосування фанери в літакобудуванні пояснюється її порівняно високою однорідністю, великою механічною міцністю і вигідною формою, що дозволяє легко використовувати її в конструкції. У літакобудуванні застосовують в основному березову фанеру і частково вільхову. Фанера виготовляється листами, причому товщина листів 1,0; 1,5; 2,0; 2,5; 3,0; 4,0; 5,0; 6,0; 8,0; 10,0; 12,0 мм, ширина (поперек волокон) - 800 мм і більше через 50 мм і довжина (вздовж волокон) - 1000 мм і більше через 50 мм.

Допускаються відхилення від зазначених розмірів по ширині і довжині листа +20 мм і - 10 мм і по товщині листа від ±0,20 до ±0,60 мм в залежності від товщини фанери.

Фанера склеюється зі шпону в спеціальних пресах, причому зовнішні шари шпону повинні бути з цілого листа шпону, внутрішні ж слої можуть бути

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

										Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						19

складені по ширині з смуг шпону шириною не менше 100 мм. Залежно від способу клеєння і клеїть матеріалу розрізняють наступні види фанери:

- 1) склеєна білковими клеями сухим гарячим способом;
- 2) склеєна білковими клеями сирим гарячим способом;
- 3) склеєна бакелітової плівкою;
- 4) склеєна фенольно-формальдегідних смолою.

Для склеювання фанери сухим гарячим способом застосовується шпон, попередньо висушений до вологості 6-8%. Склеювання проводять в спеціальних багатоповерхових пресах з 12-15 робітниками проміжками, причому в кожен проміжок закладають два-три листа, а для товщини понад 6 мм - один лист. Плити преса підігривають паром під тиском 2-5 ат до температури 10-130 °. Питомий тиск при запресовуванні дорівнює 15-20 кг/см³.

Фанера, склеєна белковими клеями сухим гарячим способом, має вологість до 15%. Цей спосіб дає фанеру високої якості з низькою вологістю. Сирим гарячим способом фанеру склеюють з сирого шпону в спеціальних багатоповерхових пресах з 15-22 робітниками проміжками. У робочий проміжок закладають 4-10 листів в залежності від товщини листа. Плити преса підігривають паром з тиском 5-6 ат до температури 120-130. Запресовування триває 20-25 хв. при питомому тиску до 25 кг/см³. Фанера, склеєна білковими клеями сирим гарячим способом, має вологість близько 30% і вимагає подальшої просушки. У фанері, склеєної з цього способу, виникає внутрішня напруга і з'являються дрібні тріщини через усадки шпону під час склеювання. Внаслідок цього така фанера має малу стійкістю в перемінних атмосферних умовах. Авіаційну фанеру сирим гарячим способом в даний час клеять в обмеженій кількості і тільки товщиною 1,0 і 1,5 мм.

У готової фанері допускаються наступні пороки: завитки; косослой у всіх шарах до 7% для тришарової і до 10% для багатошарової фанери; кремніна у всіх шарах у вигляді смуг без руйнування деревини шириною до 200 мм при відстані між ними не менше 300 мм; перерізаня річних шарів при відстані між ними не

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подп

										Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						20

менше 10 мм; прорости світлі чорні, зрощені з зав'ятками або свілеватістю, на рубашках - до 50 мм, в середині - без обмеження; синява без зовнішніх ознак руйнування деревини у вигляді окремих смуг; тверда темнина шириною до 3 мм без обмеження довжини і кількості; викривлення не більше ніж у 10% загальної кількості аркушів партії зі стрілою прогину до 30 мм на 1 пог. м по діагоналі листа; проходження клею не більше ніж на одній чверті поверхні листа; тріщини торцеві, щільно зімкнуті з двох сторін, довжиною до 75 мм кожна в кількості не більше трьох.

Вологість фанери бакелітової і смоляної склейки повинна бути в межах 6-9%, а склеєної білковими клеями 6-12%. При прийманні фанеру піддають зовнішньому огляду і фізико-механічних випробувань. Для фізико-механічних випробувань відбирають з кожної запресовки або з декількох суміжних запресовок одного і того ж преса, вироблених в одній зміні, 3% листів з числа тих, на яких видно найбільше число дефектів. З кожного відібраного для фізико-механічних випробувань листа вирізають два або три комплекти зразків в залежності від розміру листа. Кожен комплект складається з наступних зразків:

- 1) один зразок для визначення об'ємної ваги і вологості;
- 2) один зразок для випробування на розтяг вздовж волокон;
- 3) один зразок для випробування міцності склеювання в сухому стані;
- 4) один зразок для випробування міцності склеювання після кип'ятіння у воді протягом 1 години.

Питома вага фанери визначають на зразках квадратної форми, виготовлених під косинець з розмірами:

- 1) 75x75 мм для фанери товщиною 1,0; 1,5 і 2,0 мм;
- 2) 50x50 мм для фанери товщиною 2,5 мм і вище.

Зразки вимірюють по довжині і ширині з точністю до 0,1 мм і по товщині з точністю до 0,01 мм, а зважують з точністю до 0,01 г. Питома вага обчислюють з точністю 0,01 г / см³ за формулою:

$$\gamma = \frac{G}{V}, \text{ г/см}^3$$

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	Лист
					21

де γ – питома вага фанери;

G – вага зразка в г;

V – об'єм зразка в см³.

Найпростішим видом облагородження деревини є камерна сушка її перед вживанням. Камерна сушка стерилізує деревину і зменшує її гігроскопічність. Але висушена в камері деревина може піддатися нападу грибків при подальшому зволоженні, так як камерна сушка все ж трохи зменшує її гігроскопічність.

Для підвищення механічних якостей і для зниження неоднорідності деревини її ущільнюють пресуванням. Пресують або цільну або подрібнену деревину. Але пресована деревина при підвищених механічних якостях має і підвищену об'ємну вагу, а під дією води сильно розбухає. Тому така деревина не може знайти широкого застосування в літакобудуванні.

Набагато краще матеріал, що отримується в результаті пресування деревини при підвищеній температурі в металевому циліндрі, наповненому смолою. При цьому деревина пресується і одночасно просочується з усіх боків смолою. Отриманий таким способом матеріал, званий лігностоном, має підвищені механічні якості і під дією вологи лише незначно змінює форму і розміри. Але лігностон також не знайшов широкого застосування в літакобудуванні, тому що дефекти будови деревини сильно знижують однорідність матеріалу, а відібрати для виготовлення лігностена великі заготовки без дефектів важко. Лігностон, отриманий пресуванням подрібненої деревини, погано чинить опір розтягуванню, статичному і динамічному вигинів.

Найкращі якості має облагороджена деревина, виготовлена методом гарячого пресування шпону, просоченого спиртовим або водним розчином спеціальних фенольно- або крезольно-формальдегідних смол. З таких смолистих матеріалів в літакобудуванні застосовуються дельта-деревина та баланіт.

Дельта-деревина – це дошки або листи, отримані гарячим пресуванням березового шпону, просоченого смолою. Для виготовлення дельта-деревини застосовують спиртові смоли марок СБС-1 і СКС-1 і водоспиртові смоли марок

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

										Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						22

СБС-2 і СКС-2. Шпон пресують під тиском 90-110 кг/см³ при температурі близько 150 °.

У виробництві дельта-деревини використовують березовий шпон товщиною 0,5-0,7 мм, що задовольняє вимогам ГОСТ на авіаційний березовий шпон, причому через кожні 10 листів, покладених уздовж волокон рубашки листа або дошки, укладається один лист поперек волокон. Зміст шпону в дельта-деревині коливається в межах 80-88% і смоли - 12-20% за вагою. Питома вага дельта-деревини дорівнює 1,25-1,40 г/см³, експлуатаційна вологість 5-7% на водопоглинання за 24 години - 3%.

Дельта-деревина має малу гігроскопічність і абсолютну грібостійкість, легко піддається всім видам механічної обробки, добре склеюється білковими, смоляними і карбамідними клеями після механічної обробки і очищення поверхні від масляних плям і пилу. Встановлено чотири сорти дельта-деревини. Фізико-механічні якості їх наведені в табл. 2.

Таблиця 1.3.2

Механічні якості дельта-деревини при вологості 5%	Сорта дельта-деревини			
	А	А ₁	Б	В
Тимчасовий опір розтягу уздовж волокон, кг/см ²	2650	2600	2400	2200
Тимчасовий опір стиску уздовж волокон, кг/см ²	1750	1600	1700	1550
Тимчасовий опір деформуючих по склейці поздовжніх шарів, кг/см ²	140	140	140	120
Тимчасовий опір ударному вигину паралельно площині склейки, кг/см ²	80	80	80	70

Дельта-деревина сортів А, А₁, і Б застосовується для деталей літака: лонжерони, силові шпангоути, лопасті повітряного гвинта і т. д. Дельта-деревина сорту В застосовується для відповідальних пристосувань, штампів для

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

холодного штампування листових кольорових металів і т. д. Крім того, дельта-деревину можна використовувати в якості електроізоляційного матеріалу.

Для контролю фізико-механічних якостей дельта деревини відбирається з кожної запресовки 10% дошок, з яких вирізають зразки для визначення опору розтягування уздовж волокон, стиску уздовж волокон, сколювання паралельно волокон, динамічному вигину, вологості і об'ємної ваги. Схема вирізки зразків і їх кількість від кожної відібраної дошки, а також форма виготовлення зразків регламентовані ГОСТ на дельта-деревину. Фізико-механічні випробовування зразків проводяться за раніше описаною методикою. Тимчасовий опір стисненню приводиться до вологості 5% за формулою:

$$\sigma_5 = k \cdot \sigma,$$

де k - перекладний коефіцієнт на вологість.

Значення k наведені в табл.3.

Таблиця 1.3.3

Воло- Гість %	Десяті долі процента									
	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
3	0,812	0,821	0,830	0,839	0,848	0,857	0,866	0,875	0,885	0,894
4	0,903	0,913	0,922	0,932	0,942	0,951	0,961	0,971	0,980	0,990
5	1,000	1,010	1,020	1,030	1,039	1,049	1,059	1,069	1,079	1,088
6	1,098	1,108	1,117	1,127	1,137	1,146	1,155	1,165	1,174	1,183
7	1,192	1,201	1,210	1,218	1,227	1,235	1,243	1,251	1,259	1,266
8	1,274	-	-	-	-	-	-	-	-	-

Вологість дельта-деревини визначають на зразках розміром 15x15x15 мм, що підлягає випробуванню на стиск. Зразки роздрібнюють на брусках з відкритими кришками поміщають в сушильну шафу при температурі 100-105 ° на 12 годин, а потім зважують з точністю 0,01 г. Вологість підраховують з точністю 0,1% за формулою:

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	Лист
					24

$$W = \frac{G_1 - G_2}{G_2 - G} \cdot 100 + 0,3,$$

де G_1 – вага бюкси з навішуванням до висушування в г;

G_2 – вага бюкси з навішуванням після висушування в г;

G – вага бюкси в г;

0,3 – поправка на прискорений метод визначення вологості.

Балин. Технологія виробництва балініта аналогічна технології виробництва Дельта-деревини, але березовий шпон попередньо піддається хімічній обробці, в результаті якої шпон отримує усадку. При цьому міцність шпону підвищується в 2,5-3,0 рази.

Шпон пресують під тиском 50-70 кг/см² при температурі близько 150°. Зміст шпону в балініті має бути 75-85% і смоли 15-25% по вазі. Питома вага балініта дорівнює 1,20-1,45 г/см³, вологість 2,0-8,5 і водопроникність за 24 години 8-10%.

Балініт випускається в листах товщиною 1-6 мм. Він піддається всім видам механічної обробки і добре склеюється білковими, смоляними і карбамідними клеями після механічної обробки і очищення поверхні від масляних плям і пилу. Встановлено три сорти балініта; механічні якості їх наведені в табл 4.

Таблиця 1.3.4

Сорт	Тимчасовий опір розтягу кг/см ³ при товщині листа								
	1,0 мм			1,5 – 3,0 мм			3,0 – 6,0 мм		
	Вздовж волокон	Поперек волокон	Під Кутом 45°	Вздовж волокон	Поперек волокон	Під Кутом 45°	Вздовж волокон	Поперек волокон	Під Кутом 45°
А	1400	900	800	1800	1400	800	1700	1200	700
В	1000	700	700	1500	1000	700	1200	900	700
С	850	595	595	1275	850	595	1020	765	510

Балініт сортів А і В застосовується для виготовлення силових деталей літака, а сорти С- для несилкових деталей. Крім того, балініт може

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подп.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	Лист
					25

застосовуватися в якості замітника текстоліту гетинакса для вирівнювання прокладок, амортизаційних підкладок і т. д.

Для контролю фізико-механічних якостей балініта відбирають з кожної запресовки 2-5% загального числа зроблених аркушів. З цих листів вирізають зразки для визначення опору розтягуванню, водопоглинання, вологості і об'ємного ваги.

Схема розкрою листа, кількість зразків від кожного аркуша і форма їх виготовлення регламентовані гост на листи балініта. Випробування проводять за раніше описаною методикою: Дельта-деревину і Балин слід зберігати в сухих складах з відносною вологістю повітря не вище 75%. Дошки і листи укладають в штабелі або стопи без прокладок, причому висота штабеля або стопи від підлоги повинна бути не нижче 0,3 м.

1.4 Висновки по розділу

В даному розділі були проаналізовані існуючі біокомпозитні матеріали.

Основною перевагою авіаційних матеріалів на основі деревини є екологічність, зменшена кількість викидів шкідливих речовин в навколишнє середовище. Так само перевагою є зменшена маса деталей літака, виготовлених з біокомпозитних матеріалів, через що більшою стає маса корисного навантаження.

Недоліком є зменшена міцність деталей, виготовлених з матеріалів природного походження в порівнянні з металевими деталями.

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл.	

										Лист
										26
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						

2. ДОСЛІДЖЕННЯ БАМБУКОВОГО КОМПОЗИТУ ЩОДО ХАРАКТЕРИСТИК МІЦНОСТІ ПРИ ВИГОТОВЛЕННІ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКТИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ

У 21 столітті питання екології є досить актуальним. Авіаційна промисловість постійно посилює норми щодо шкідливих викидів, шумового забруднення та ін. Однак майже не було вжито заходів щодо контролю за використанням матеріалів, що використовуються при будівництві літаків. [4]

Виробництво алюмінію є енергоємним, але добре переробляється, тому кінцева ціна цього металу та деталей досить висока. Виробництво композитів, особливо вуглецевого волокна, є ще більш енергоємним і складним процесом, крім того, процес формування кінцевих деталей із застосуванням смол є досить складним і утворює багато відходів. Занепокоєння щодо автовиробників та авіації, що посилили споживання вуглецю, змусило Європейський Союз заборонити складові відходи зі звалищ, і багато країн наслідують цей приклад.

У цій роботі були представлені властивості бамбукового композиту, міцнісні характеристики, а також його сфера застосування в авіації. Як хороший і доступний аналог матеріалів, що використовуються в сучасній авіаційній промисловості. До переваг матеріалу належать повна екологічність та біологічна здатність до розкладання. Результати робіт показують, що міцнісні характеристики бамбукового композиту вищі, ніж у більшості порід деревини. У той же час за ваговими характеристиками елементи з бамбука легші.

Для виготовлення багатьох елементів літального апарату найкраще підходять бамбукові планки, приклеєні під прес, для утворення дуже еластичного композиту. Незаперечною перевагою їх використання є також і без того потужна і широко розповсюджена структура існуючого виробництва, яка не потребує створення нового обладнання. Упродовж багатьох років процес виробництва відточується для бамбукових шпалер та жалюзі, що робить якість та вартість виготовлення планок з бамбукового очерету неймовірно низькими.

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл.	

										Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						27

2.1. Основні геометричні параметри

Об'єктами дослідження вважаються бамбукові планки, які зазвичай використовуються як шпалерні елементи (табл. 2.1, рис. 2.1) та клеєні бамбукові балки. (Таблиця 2.2, рис. 2.2, 2.3)

Таблиця 2.1. Геометричні характеристики бамбукових планок

Загальна довжина	900 - 2800 мм
Висота	1.9 - 2.1 мм
Ширина	5 - 24 мм



Рис.2.1 Бамбукові шпалери

Таблиця 2.2 Геометричні характеристики бамбукового клеєного бруса

Загальна довжина	10 - 5000 мм
Висота	4 - 80 мм
Ширина	5 - 60 мм



Рис.2.2 Клеєний бамбуковий брус з 12 планок. Висота 26 мм, ширина 18 мм.

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подп

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

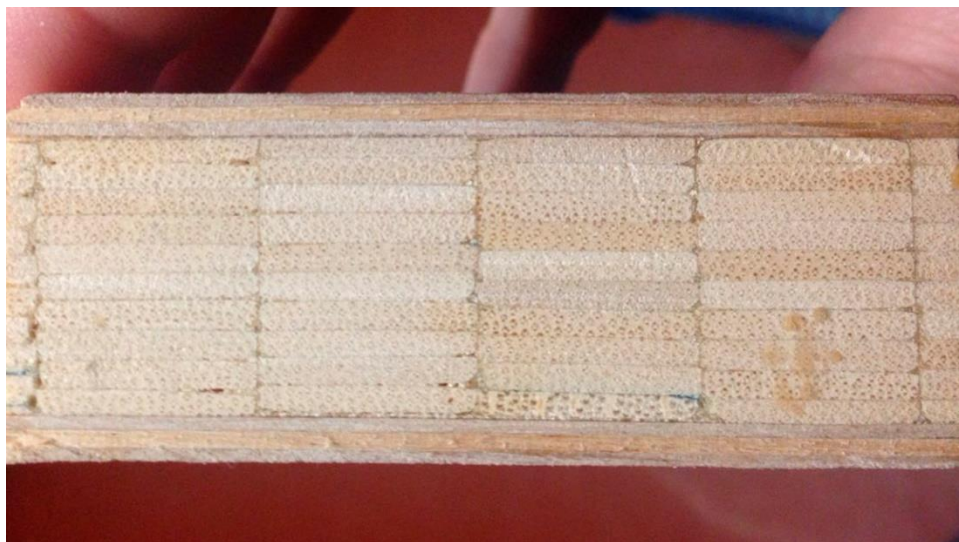


Рис.2.3 Клеєний бамбуковий брус з 10 вертикальних і 4 горизонтальних планок з фанерою 4 мм у зовнішньому шарі.

2.2 Дані випробувань на розтяг бамбукових планок

Для експериментів були відібрані сегменти бамбука, які не мали явних дефектів, а також не мали відхилення в сторону більше довжини більше міліметра. У цьому випадку структура волокна майже для всіх зразків була близькою до прямої. Результати експерименту на розтяг проводили для сегментів бамбукових планок: прозора плоска область міжвузлів та з вузлами (рис. 2.4).



Рис.2.4 Типовий сегмент з вузлом

Дані, отримані в результаті експерименту з граничним розтягуванням, наведені в таблиці 2.3.

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл.	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

Таблиця 2.3. Гранична міцність на розтяг для бамбукових планок.

№	Сегмент з вузлом, (МПа)	Сегменти з сортуванням вузла, (МПа)	Міжвузловий сегмент, (МПа)	Відсортовані міжвузлові сегменти, (МПа)
1	69,92	67,37	94,62	94,62
2	82,44	67,53	107,11	95,03
3	71,60	68,82	104,35	95,53
4	83,38	69,63	95,53	95,71
5	68,82	69,92	116,13	95,99
6	81,14	70,61	110,03	98,07
7	81,28	71,60	141,22	98,95
8	94,53	72,60	157,89	99,30
9	77,31	72,95	95,99	101,30
10	113,33	74,14	111,89	104,06
11	88,63	74,53	104,06	104,35
12	67,53	77,31	115,56	104,41
13	72,60	81,14	104,41	106,89
14	74,14	81,28	99,30	107,11
15	94,54	82,44	107,28	107,28
16	85,91	83,38	127,49	108,76
17	88,26	83,55	116,70	110,03
18	83,55	84,14	136,31	111,89
19	84,14	85,91	134,35	115,56
20	67,37	87,28	133,37	116,13
21	100,71	88,26	154,95	116,70
22	94,63	88,63	106,89	127,49

Підп. і дата

Взам. інв. №

Інв. № дубл.

Підп. і дата

Інв. № подл

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

Лист

30

Продовження таблиці 2.3

23	72,95	94,53	95,03	127,88
24	104,93	94,54	133,17	133,17
25	69,63	94,63	127,88	133,37
26	87,28	96,11	101,30	134,35
27	74,53	100,71	98,07	136,31
28	70,61	102,97	95,71	141,22
29	96,11	104,93	98,95	154,95
30	102,97	113,33	108,76	157,89

Експеримент показав результат, що найбільша кількість зразків бамбука без вузлів має межу міцності на розрив в межах 100-110 МПа. Крім того, приблизно у 20% зразків міцність на розрив перевищує 130 МПа, а менш ніж у 7% спостерігаються значення вище 150 МПа. Їх волокна спрямовані рівномірно, а самі смужки не мають навіть найменшої кривизни. Тому при виробництві силових елементів обов'язково це потрібно враховувати та займатися сортуванням смуг. Серед зразків з вузлами більшість із них складають близько 80 МПа. Середня різниця стає -37,11% для зразків без вузлів. Для більшої міцності балок доцільно розміщувати бамбукові смуги так, щоб вузли не сходились по всій довжині, або кількість перехресть була мінімальною.

2.3 Дані випробувань на стиск бамбукових планок

Дані, отримані в результаті експерименту з міцністю на стиск, наведені в таблиці 2.4.

Інв. № подл	Підп. / дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата						Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата					31	

Таблиця 2.4. Гранична міцність на розтяг для бамбукових планок.

№	Сегмент з вузлом, (МПа)	Сегменти з сортуванням вузла, (МПа)	Міжвузловий сегмент, (МПа)	Відсортовані міжвузлові сегменти, (МПа)
1	81,40	57,86	56,88	51,98
2	90,22	63,74	56,39	52,47
3	72,57	65,70	57,86	52,96
4	78,45	66,69	52,47	52,96
5	66,69	66,69	60,80	53,94
6	77,47	66,69	68,65	56,39
7	83,36	71,59	60,80	56,88
8	57,86	72,57	66,69	56,88
9	81,40	72,57	51,98	56,88
10	66,69	73,55	64,72	57,86
11	76,49	73,55	63,74	57,86
12	74,53	74,53	52,96	58,84
13	65,70	74,53	57,86	59,82
14	73,55	76,49	62,76	60,80
15	76,49	76,49	60,80	60,80
16	74,53	77,47	56,88	60,80
17	72,57	77,47	69,63	60,80
18	73,55	78,45	56,88	60,80
19	82,38	79,43	52,96	61,78
20	63,74	79,43	53,94	62,76
21	77,47	79,43	58,84	62,76
22	79,43	81,40	60,80	63,74
23	81,40	81,40	60,80	63,74
24	79,43	81,40	65,70	63,74

Підп. і дата

Взам. інв. №

Інв. № дубл.

Підп. і дата

Інв. № подл.

Літ Зм. № докум. Підп. Дата

Лист

32

25	66,69	82,38	69,63	64,72
26	71,59	83,36	63,74	65,70
27	99,05	83,36	62,76	66,69
28	85,32	85,32	63,74	68,65
29	83,36	90,22	59,82	69,63
30	79,43	99,05	61,78	69,63

У тесті на стиск сегменти з вузлами працювали краще, зразки міжвузлів у середньому витримували лише -26,45% нижчих напружень. Зразки з чистими проміжками знаходяться в діапазоні від 50 до 70 МПа і мають більш рівномірний розподіл. Зразки з вузлами мають нестабільний розподіл від 55 до 100 МПа. В середньому під час експериментів на стиснення різниця у зразках була меншою. Зразки поведилися більш стабільно, відрізняючись від решти, лише на 20% з низькими значеннями, а з високими значеннями менше 5% лише вузли зразків. Завдяки структурі волокон міцність на стиск для бамбука набагато нижча, ніж міцність на розрив, але для авіації обидва значення важливі. Всі елементи літального апарату відчувають кілька сил одночасно. І багато сил також мають змінний характер під час різних фаз польоту.

2.4 Дані випробувань на згин бамбукових планок

Дані, отримані в результаті експерименту з міцністю на згин, наведені в таблиці 2.5.

Таблиця 2.5. Міцність на згин для бамбукових планок.

№	Сегмент з вузлом, (МПа)	Сегменти з сортуванням вузла, (МПа)	Міжвузловий сегмент, (МПа)	Відсортовані міжвузлові сегменти, (МПа)
1	170,64	101,01	142,20	116,70
2	112,78	106,89	133,37	117,68

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

3	146,12	109,83	152,98	117,68
4	115,72	112,78	130,43	118,66
5	121,60	112,78	151,02	118,66
6	127,49	114,74	133,37	122,58
7	149,06	115,72	142,20	127,49
8	116,70	116,70	127,49	130,43
9	127,49	121,60	131,90	130,43
10	145,14	123,56	118,66	131,90
11	106,89	125,53	146,12	131,90
12	125,53	127,49	130,43	131,90
13	146,12	127,49	145,63	133,37
14	150,04	130,43	131,90	133,37
15	142,20	130,43	116,70	133,37
16	140,24	131,41	131,90	138,27
17	101,01	132,39	147,10	139,25
18	137,29	134,35	138,27	142,20
19	141,22	137,29	142,20	142,20
20	114,74	140,24	133,37	142,20
21	143,18	141,22	145,14	145,14
22	130,43	142,20	139,25	145,14
23	131,41	143,18	118,66	145,63
24	112,78	145,14	122,58	146,12
25	130,43	146,12	117,68	147,10
26	132,39	146,12	151,02	147,59
27	123,56	149,06	150,04	150,04
28	109,83	150,04	117,68	151,02
29	134,35	157,89	147,59	151,02
30	157,89	170,64	145,14	152,98

Инд. № подл.	Підп. і дата
Инд. № дубл.	Взам. інв. №
Підп. і дата	
Инд. № подл.	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

2.5 Висновки по розділу

В даному розділі були проаналізовані результати випробувань біокомпозитного матеріалу на основі бамбука. Були наведені напруги на стиск, розтяг і згин.

Підп. і дата																													
Взам. інв. №																													
Інв. № дубл.																													
Підп. і дата																													
Інв. № подл																													
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата																							Лист	35	

3. ВИЗНАЧЕННЯ РОЗМІРІВ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ ТА ВУЗЛІВ КРИЛА

3.1. Вихідні дані

3.1.1 Властивості матеріалу

Вихідні дані матеріалу полоч (переклії з бамбукової планки)

Межа міцності (мінімальні значення)

Розтяг: $[\sigma_p] = 800 \text{ кгс/см}^2$

Стиск: $[\sigma_{ст}] = 600 \text{ кгс/см}^2$

Згин: $[\sigma_{зг}] = 1100 \text{ кгс/см}^2$

Модуль Юнга: $E = 9700 \text{ мПа}$

Густина: $\gamma = 720 \text{ кг/м}^3$

Вихідні дані матеріалу вставок (сосна заниженої якості)

Межа міцності (мінімальні значення)

Розтяг: $[\sigma_p] = 670 \text{ кгс/см}^2$

Стиск: $[\sigma_{ст}] = 280 \text{ кгс/см}^2$

Згин: $[\sigma_{зг}] = 520 \text{ кгс/см}^2$

Модуль Юнга: $E = 9000 \text{ мПа}$

Густина: $\gamma = 430 \text{ кг/м}^3$

Вихідні дані матеріалу вставок (сосна норм. якості):

Межа міцності (мінімальні значення)

Розтяг: $[\sigma_p] = 830 \text{ кгс/см}^2$

Стиск: $[\sigma_{ст}] = 350 \text{ кгс/см}^2$

Згин: $[\sigma_{зг}] = 650 \text{ кгс/см}^2$

Модуль Юнга: $E = 11000 \text{ мПа}$

Густина: $\gamma = 520 \text{ кг/м}^3$

Властивості бамбука наведено нижче на рис.3.1.1

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл

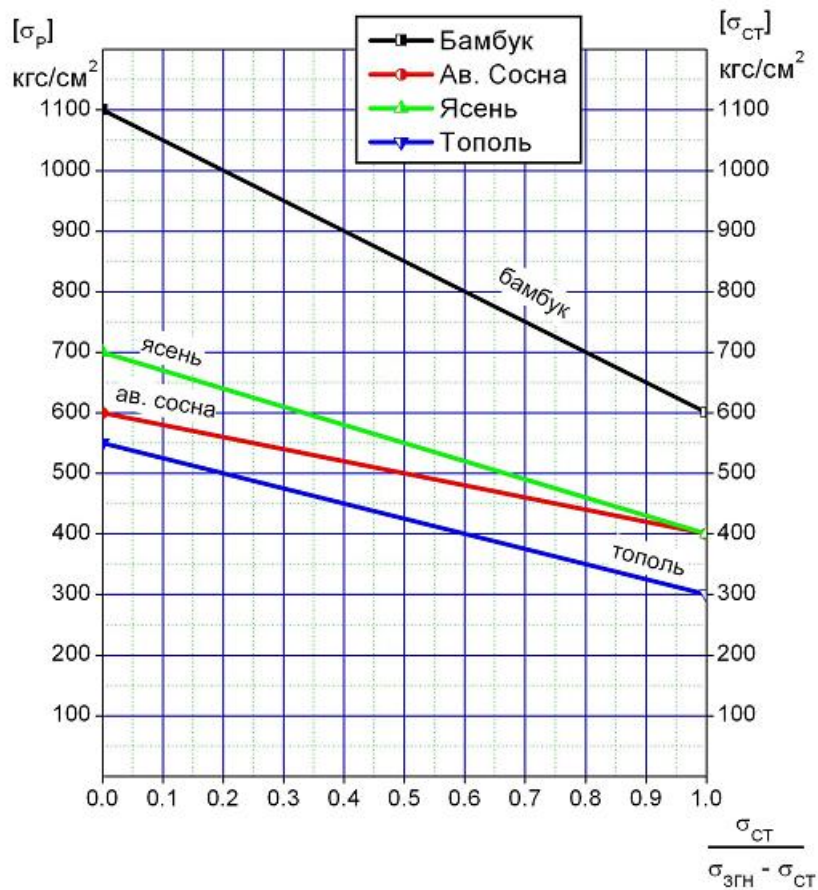


Рис.3.1.1 Характеристики міцності авіаційних матеріалів

3.1.2 Геометричні характеристики базового перетину

Характеристики базового перетину основного лонжерону крила:

Висота $H=12$ см;

Значення ширини полки лонжерону b

Для консольної секції:

$b=4,82$ см.

Для центральної секції:

$b=5,78$ см.

3.2 Характеристики перетину лонжерону

Таблиця 3.2.1

Параметр	Визначення	Од.вим.
Параметр А	$A = \frac{6 * f * f_l * M_{згн}}{[\sigma_{ст}] * b * H^2}$	

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подп

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

Параметр A_1	$A = \frac{6 * f * f_L * M_{згн}}{[\sigma_p] * b * H^2}$	
Відносна висота верхньої планки	$\tau = \frac{1}{2} * (1 - (1 - A)^{\frac{1}{3}})$	
Відносна висота нижньої планки	$\tau_1 = \frac{1}{2} * (1 - (1 - A_1)^{\frac{1}{3}})$	
Висота верхньої планки	$T = \tau * H$	[см]
Висота нижньої планки	$T = \tau_1 * H$	[см]
Площа полок сумарна	$F = B * (T + t)$	[см ²]
Статичний момент опору перетину	$M_{ст} = \frac{B}{2} * (2 * T * B + t^2 - T^2)$	[см ³]
Положення нейтральної вісі	$h = \frac{M_{ст}}{F}; h_1 = H - h$	[см]
Момент інерції перетину	$i = \frac{B}{3} * (h^3 + h_1^3 - (h_1 - T)^3 - (h - t)^3)$	[см ⁴]
Момент опору верхньої та нижньої полки	$W_T = \frac{i}{h_1}; W_t = \frac{i}{h}$	[см ³]
Статичний момент нижньої полки	$S_2 = B * t(h - \frac{t}{2})$	[см ³]
Товщина сумарна подвійної стінки лонжерону	$2 * \delta = \frac{S_2 * Q}{2\tau_{ав.фан} * i}$	[см ²]

3.3 Компонування перетину основного лонжерону

3.3.1. Центральна секція крила. Перетин $Z = 3111,5$ мм

Характеристики перетину (в дужках – значення для суцільного прямокутника)

Площа полок сумарна $F_{п} = b * (T + t) = 14,16 \text{ см}^2 (71,76 \text{ см}^2)$

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл.	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	Лист
					38

Статичний момент опору перетину полок

$$M_{ст п} = \frac{b}{2} * (2 * T * H * t^2 - T^2) = 97,386 \text{ см}^3 \left(\frac{B * H^2}{2} = 430,56 \text{ см}^3 \right);$$

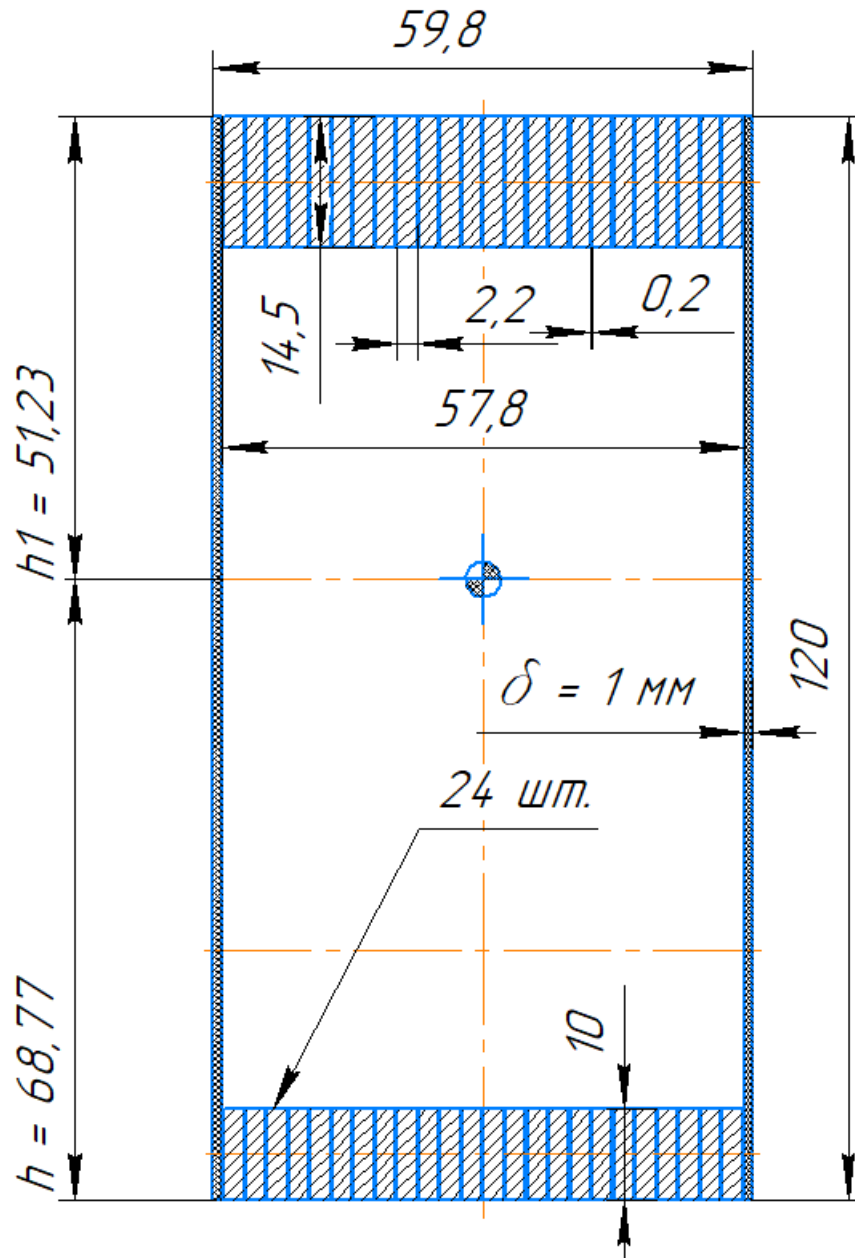


Рис.3.3.1 Перетин основного лонжерону центральної секції крила

Положення нейтральної вісі ($h=h_1=6$ см);

$$h = \frac{M_{ст п}}{F_{п}} = \frac{97,386}{14,16} = 6,877 \text{ см};$$

$$h_1 = H - h = 5,123 \text{ см (6 см)}$$

Момент інерції перетину полок:

$$i_{п} = \frac{b}{3} * (h^3 + h_1^3 - (h_1 - T)^3 - (h - t)^3) = 399,11 \text{ см}^4 \left(\frac{b * H^3}{12} = 861,12 \text{ см}^4 \right)$$

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл.	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

Момент опору верхньої полки (суцільний перетин $W=143,52 \text{ см}^3$)

$$W_T = \frac{i}{h_1} = 77,91 \text{ см}^3;$$

Момент опору нижньої полки:

$$W_t = \frac{i}{h} = 58,0355 \text{ см}^3;$$

Статичний момент нижньої полки

$$S_2 = b * t * \left(h - \frac{t}{2} \right) = 36,86 \text{ см}^3;$$

Мінімальна сумарна товщина подвійної стінки лонжерону:

$$2 * \delta > \frac{S_2 * Q * f}{2 * [\tau]_{0 \text{ град}}^{BC-1} * i} = \frac{36,86 * 233,3 * 1,5}{2 * 200 * 399,11} = 0,0808 \text{ см},$$

де $[\tau]_{0 \text{ град}}^{BC-1} = 200 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$; - міцність ав. Фанери БС-1 товщиною 1 мм. На звук;

Для стінки коробчатого лонжерону центральної секції крила попередньо застосовуємо ав. Фанеру товщиною $\delta_{\text{ст}} = \frac{1}{2} * \delta = 1 \text{ мм}$, яка забезпечує достатню міцність на переріз

$$\text{Відносна товщина стінки: } \delta' = \frac{2 * \delta}{B} = 0,03345$$

$$\text{Відносна товщина верхньої полки } T' = \frac{T}{H} = 0,1208$$

$$\text{Відносна товщина нижньої полки } t' = \frac{t}{H} = 0,0833$$

Значення коефіцієнту форми Φ (суц. Перетин $\Phi=1$) тільки для полок $\Phi=0,583$;

$$\text{з урахуванням стінки } \Phi_{\text{ст}} = \frac{\Phi + 2 * \frac{\delta}{b}}{1 + 2 * \frac{\delta}{b}} = 0,61$$

3.3.2 Консольна секція крила. Перетин $Z=3504 \text{ мм}$ – кріплення консолі.

Перетин лонжерону консольної секції крила наведено нижче на рис.

Характеристики перетину (в дужках – значення для суцільного прямокутника)

$$\text{Площа полок сумарна: } F_{\text{п}} = b * (T + t) = 10,604 \text{ см}^2 (60,24 \text{ см}^2);$$

Статичний момент опору перетину полок

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл

										Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						40

$$M_{CT\Pi} = \frac{b}{2} * (2 * T * H * t^2 - T^2) = 73,0712 \text{ см}^3 \left(\frac{B * H^2}{2} = 361,44 \text{ см}^3 \right);$$

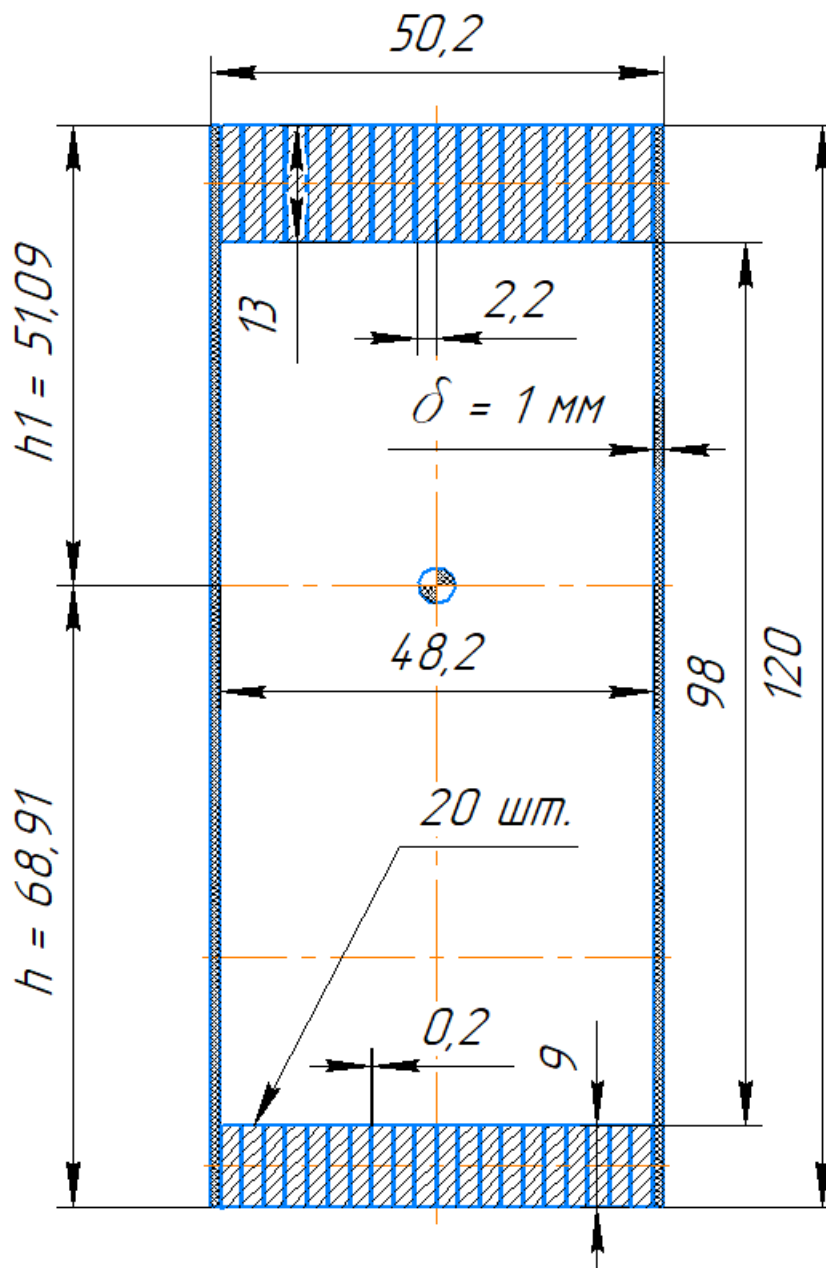


Рис.3.3.2 Перетин основного лонжерону консольної секції крила

Положення нейтральної вісі ($h=h_1=6 \text{ см}$)

$$h = \frac{M_{CT\Pi}}{F_{\Pi}} = \frac{73,0712}{10,604} = 6,891 \text{ см};$$

$$h_1 = H - h = 5,109 \text{ см};$$

Момент інерції перетину полок:

$$i_{\Pi} = \frac{b}{3} * (h^3 + h_1^3 - (h_1 - T)^3 - (h - t)^3) = 305,73 \text{ см}^4 \left(\frac{B * H^3}{12} = 722,88 \text{ см}^4 \right)$$

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

Момент опору верхньої полки (суцільна полка $W=120,48 \text{ см}^3$)

$$W_t = \frac{i}{h_1} = 59,84 \text{ см}^3;$$

Момент опору нижньої полки:

$$W_t = \frac{i}{h} = 44,37 \text{ см}^3;$$

Статичний момент нижньої полки:

$$S_2 = b * t * \left(h - \frac{t}{2} \right) = 27,941 \text{ см}^3;$$

Товщина сумарна подвійної стінки лонжерону:

$$2 * \delta > \frac{S_2 * Q * f}{2 * [\tau]_{0 \text{ град}}^{BC-1} * i} = \frac{27,941 * 195 * 1,5}{2 * 200 * 305,73} = 0,06683 \text{ см}$$

Для стінки коробчатого лонжерону консольної секції крила також застосовуємо ав. Фанеру товщиною $\delta = 1 \text{ мм}$, яка забезпечую достатню міцність на переріз:

$$\text{Відносна товщина стінки: } \delta' = \frac{2 * \delta}{B} = 0,03345$$

$$\text{Відносна товщина верхньої полки } T' = \frac{T}{H} = 0,1083$$

$$\text{Відносна товщина нижньої полки } t' = \frac{t}{H} = 0,075$$

Значення коефіцієнту форми Φ (суц. Перетин $\Phi=1$) тільки для полок $\Phi=0,5746$;

$$\text{З урахуванням стінки: } \Phi_{\text{ст}} = \frac{\Phi + 2 * \frac{\delta}{b}}{1 + 2 * \frac{\delta}{b}} = 0,6072$$

3.4 Висновки по розділу

За даними ТЗ були пораховані параметри полок лонжерону крила з різних біокомпозитних матеріалів (матеріал полок – переклій з бамбукової планки, матеріал вставок – сосна заниженої якості та сосна норм. якості)

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подп

										Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						42

4. РОЗРАХУНКОВІ НАВАНТАЖЕННЯ

4.1 Випадок А. Політ з $n_y^e = +6$; $C_{y_{max}} = 1,58$

Для аналізу міцності агрегатів крила на згин попередньо приймаються розрахункові навантаження випадку А, як максимальні. Аналіз міцності агрегатів крила на кручення також відбувається за умовами випадку А, але додатково виконується аналіз міцності на кручення для умов випадку А'.

Експлуатаційні навантаження:

Згинаючий момент: $M_{згн}^e = 339 \text{ кг} \cdot \text{м} = 33900 \text{ кг} \cdot \text{см}$;

Нормальна сила: $Q_N^E = -233,3 \text{ кг}$

Повздовжна сила (стиск): $Q_Z^E = 1195,4 \text{ кг}$

Крутний момент: $M_z = 12,72 \text{ кг} \cdot \text{м} = 1272 \frac{\text{кг}}{\text{см}}$;

4.1.1 Згин

Розрахункові напруження від згину

Верхня полка (стиск):

$$\sigma_{згн}^{\text{верх}} = \frac{f * f_l * M_{згн}^E}{W_T} = \frac{1,5 * 0,9 * 33900}{77,91} = 587,41 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

Нижня полка (розтяг):

$$\sigma_{згн}^{\text{низ}} = \frac{f * f_l * M_{згн}^E}{W_t} = \frac{1,5 * 0,9 * 33900}{58,0355} = 788,57 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

Для суцільного перетину (стиск/розтяг):

$$\sigma_{згн}^{\text{верх/низ}} = \frac{f * f_l * M_{згн}^E}{W} = \frac{1,5 * 0,9 * 33900}{143,52} = 587,41 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

Розрахункові напруження від стиску:

Лонжерон без вставки – випадок 1 (полки + стінка):

$$\sigma_{ст1} = \frac{f * Q_Z^E}{F_l} = \frac{1,5 * 1195,4}{16,561} = 108,27 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

де:

$F_l = F_{II} + F_{CT} = 16,561 \text{ см}^2$ - сумарна площа перетину лонжерону, що працює на стиск

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

										Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						43

Контур перетину без внутрішньої вставки – випадок 2 (полки + стінка + лоб. обшивка + стрінгери):

$$\sigma_{\text{СТ2}} = \frac{f * Q_Z^E}{F_{\Sigma 1}} = \frac{1,5 * 1195,4}{24,0744} = 74,5 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

де:

$F_{\Sigma 1} = F_{\Pi} + F_{\text{СТ}} + F_{\text{ЛОБ}} + 6 * F_{\text{СТР}} = 24,0744 \text{ см}^2$ - сумарна площа перетину, що працює на стиск.

Лонжерон із вставкою – випадок 3 (полки + стінка + вставка):

$$\sigma_{\text{СТ3}} = \frac{f * Q_Z^E}{F_{\text{Л}}} = \frac{1,5 * 1195,4}{71,76} = 25 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

$F_{\text{Л}} = F_{\Pi} + F_{\text{СТ}} + 9,55 * 5,78 = 71,76 \text{ см}^2$ - сумарна площа перетину лонжерону, що працює на стиск з урахуванням вставки.

Контур перетину із внутрішньою вставкою – випадок 4 (полки + стінка + лоб. обшивка + стрінгери + внутр. вставка):

$$\sigma_{\text{СТ4}} = \frac{f * Q_Z^E}{F_{\Sigma 1}} = \frac{1,5 * 1195,4}{79,274} = 22,62 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

де:

$F_{\Sigma 1} = F_{\Pi} + F_{\text{СТ}} + F_{\text{ЛОБ}} + 6 * F_{\text{СТР}} = 24,0744 \text{ см}^2$ - сумарна площа перетину, що працює на стиск з урахуванням вставки.

Для перетину $\Phi=0,61$, бамбук (полки та стінка):

$$\begin{aligned} [\sigma]_{\Sigma}^{\text{ВЕРХ}} &= \Phi_{\text{СТ}} * [\sigma_{\text{ЗГ БАМБ}}] - (\Phi_{\text{СТ}} * [\sigma_{\text{ЗГ БАМБ}}] - [\sigma_{\text{ЗГ БАМБ}}]) * \frac{\sigma_{\text{СТ1}}}{\sigma_{\text{СТ1}} + \sigma_{\text{ЗГН}}^{\text{ВЕРХ}}} \\ &= 0,61 * 1100 - (0,61 * 1100 - 600) * \frac{108,27}{108,27 + 587,41} \\ &= 660 \text{ кг/см}^2 \end{aligned}$$

Нижня полка (розтяг): $[\sigma]^{\text{НИЗ}} = [\sigma_p] = \frac{800 \text{ кгс}}{\text{см}^2};$

Для суцільного перетину ($\Phi=1$ ав.сосна заниж. Якості):

Верхня планка (стиск):

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	Лист
					44

$$[\sigma]_{\Sigma\text{СОСНА}}^{\text{ВЕРХ}} = \Phi_{\text{СТ}} * [\sigma_{\text{ЗГ СОСНА}}] - (\Phi_{\text{СТ}} * [\sigma_{\text{ЗГ СОСНА}}] - [\sigma_{\text{ЗГ СОСНА}}]) * \frac{\sigma_{\text{СТЗ}}}{\sigma_{\text{СТЗ}} + \sigma_{\text{ЗГН}}^{\text{ВЕРХ}}}$$

$$= 520 - (520 - 280) * \frac{25}{25 + 320} = 503 \text{ кг/см}^2$$

Нижня полка (розтяг): $[\sigma]_{\text{СОСНА}}^{\text{НИЗ}} = [\sigma_p \text{ СОСНА}] = \frac{670 \text{ кгс}}{\text{см}^2}$;

Розрахункові сумарні напруження полок лонжерону. Умова міцності для перетину $Z > 3111,5$ мм (згин):

Верхня полка (стиск):

$$[\sigma]^{\text{ВЕРХ}} = [\sigma]_{\text{ЗГН}}^{\text{ВЕРХ}} = 587,41 \text{ кгс/см}^2; [\sigma]^{\text{ВЕРХ}} < [\sigma_{\text{СТ}}] = 600 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

Нижня полка (розтяг):

$$[\sigma]^{\text{НИЗ}} = [\sigma]_{\text{ЗГН}}^{\text{НИЗ}} = 788,57 \text{ кгс/см}^2; [\sigma]^{\text{ВЕРХ}} < [\sigma_{\text{СТ}}] = 800 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

Для перетину $Z < 3111,5$ мм (стиск + згин)

Вважаємо, що напруження стиску сприймається виключно лонжероном. В зоні кріплення підкосу лонжерон має внутрішню технологічну вставку, виконану із сосни заниженої якості, яка триває за розмахом до сумарного значення

$$[\sigma]^{\text{ВЕРХ}}(z) = [\sigma_{\text{СТ}}] = 600 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}.$$

Для перетину підкосу $Z = 3111,5$ мм

Верхня полка (стиск, суцільний перетин):

$$[\sigma]^{\text{ВЕРХ}} = \sigma_{\text{ЗГН}}^{\text{ВЕРХ}} + \sigma_{\text{СТЗ}} = 345 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

$$[\sigma]^{\text{ВЕРХ}} < [\sigma]_{\Sigma\text{СОСНА}}^{\text{ВЕРХ}}$$

Нижня полка (розтяг):

$$[\sigma]^{\text{НИЗ}} = [\sigma]_{\text{ЗГН}}^{\text{НИЗ}} - \sigma_{\text{СТЗ}} = 295 \text{ кгс/см}^2; [\sigma]^{\text{НИЗ}} < [\sigma]_{\text{СОСНА}}^{\text{НИЗ}}$$

Для перетину, що відповідає роботі виключно лонжерону без вставки на стиск із $[\sigma]^{\text{ВЕРХ}} = [\sigma_{\text{СТ}}] = 600 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$

$$\sigma_{\text{ЗГН}}^{\text{ВЕРХ}} = [\sigma_{\text{СТ}}] - \sigma_{\text{СТ1}} = 600 - 108,27 = 491,25 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

Поточне значення $\sigma_{\text{ЗГН}}^{\text{ВЕРХ}}$ відповідає згинаючому експлуатаційному моменту

$M_{\text{ЗГН}}^e$:

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	Лист
					45

$$M_{згн}^e = \frac{\sigma_{згн}^{верх} * W_T}{f * f_d} = 283,506 \text{ кг * м}$$

Значення $M_{згн}^e$ на залежності $M_{згн}^e(z)$ розподілу згинаючого моменту для розрахункового випадку $G=200 n_y = +6$ відповідає перетину з координатою $Z=2860$ мм.

Для перетину, до $[\sigma]^{верх} = [\sigma_{СТ}] = 600 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$. Тобто подальше продовження вставки не є доцільним з точки зору міцності:

$$\sigma_{згн}^{верх} = [\sigma_{СТ}] - \sigma_{СТЗ} = 600 - 25 = 575 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

Поточне значення $\sigma_{згн}^{верх}$ відповідає згинаючому експлуатаційному моменту $M_{згн}^e$:

$$M_{згн}^e = \frac{\sigma_{згн}^{верх} * W_T}{f * f_d} = 331,84 \text{ кг * м}$$

Значення $M_{згн}^e$ на залежності $M_{згн}^e(z)$ розподілу згинаючого моменту для розрахункового випадку $G=200 n_y = +6$ відповідає перетину з координатою $Z=2860$ мм. Та за формою, що виконана у вигляді колоподібного вирізу.

Инв. № подл	Підп. і дата	Инв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата						Лист
										46
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						

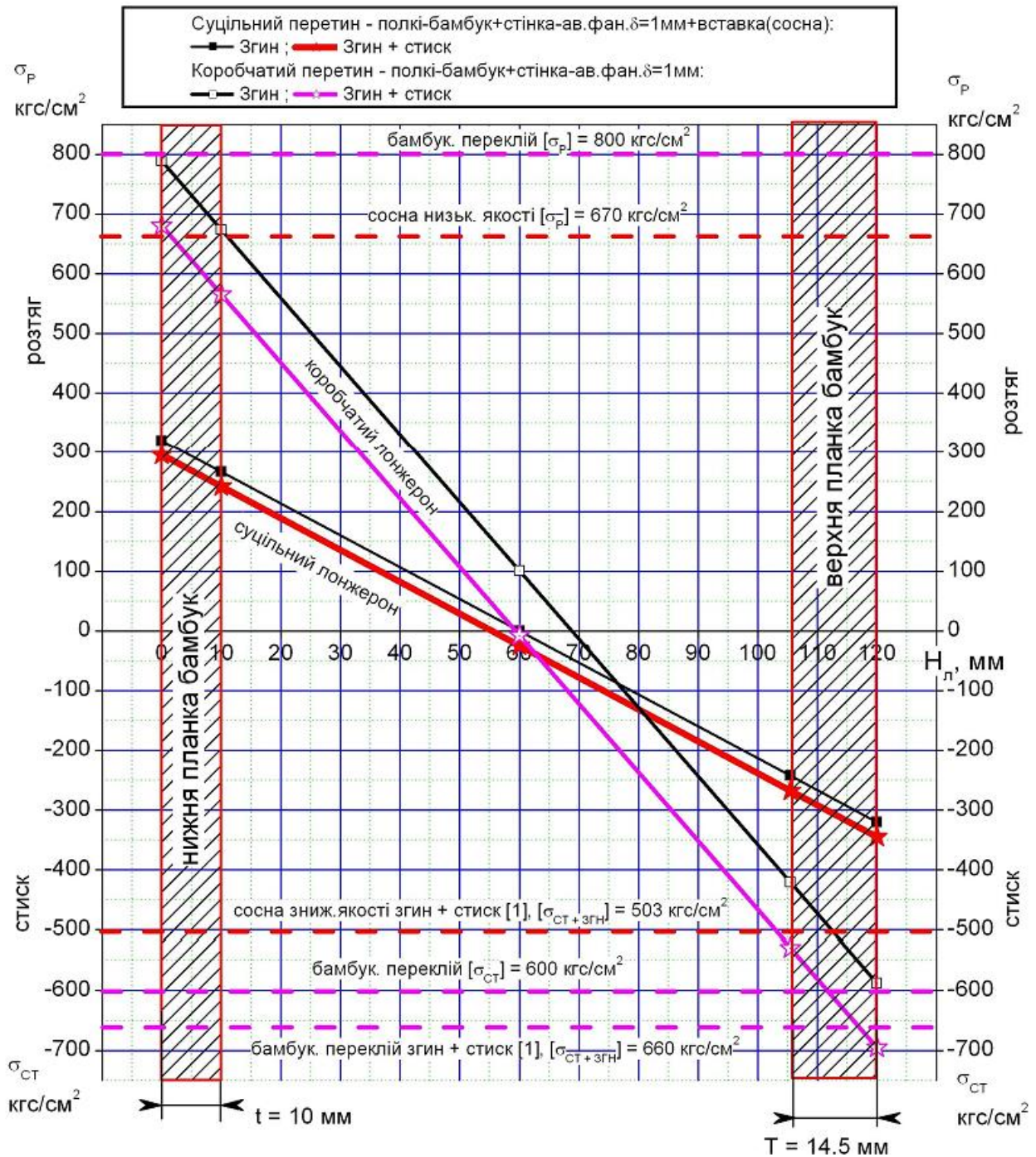


Рис.4.1.1 Напруження згину лонжерону від змину $Z=3111,5$

4.1.2 Кручення

Розрахункові напруження від кручення:

Контур перетину, що сприймає кручення наведений на рис. 2.1.1.2:

$$F_1 + F_2 = 229,78 \text{ см}^2$$

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

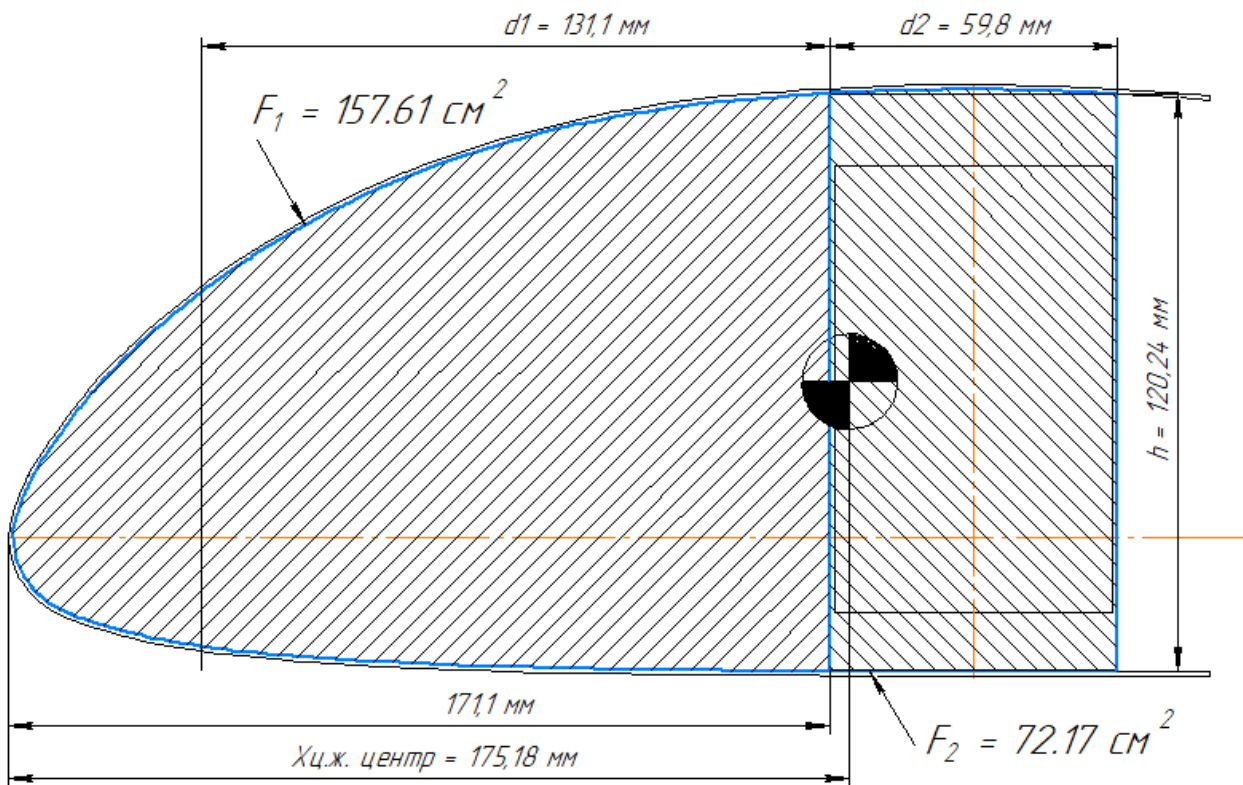


Рис.4.1.2

Умова міцності на зсув:

$$\text{Для обшивки лобіка: } \tau = \frac{M_z}{2 \cdot F \cdot \delta_{\text{ОБШ}}} \leq \frac{[\tau]}{f}$$

$$\text{Для стінки лонжерону: } \tau = \frac{M_z}{2 \cdot F \cdot \delta_{\text{ОБШ}}} + \frac{Q_y}{2 \cdot h \cdot \delta_{\text{СТ}}} \cdot K \leq \frac{[\tau]}{f^a}$$

де

$F = F_1 + F_2 = 229,78 \text{ см}^2$ – загальна площа контуру перетину;

$\delta_{\text{ОБШ}} = \delta_{\text{СТ}} = 1 \text{ мм}$ – товщина обшивки та стінки (попередньо); $K=1$ – коефіцієнт перерозподілу дотичних напружень.

Для розрахункового випадку А:

Нормальна сила: $Q_N^E = -233,3 \text{ кг}$;

Крутний момент: $M_z = 12,72 \text{ кг} \cdot \text{м} = 1272 \text{ кг} \cdot \text{см}$;

Для розрахункового випадку А’:

Нормальна сила: $Q_N^E = -229,88 \text{ кг}$;

Крутний момент: $M_z = 20 \text{ кг} \cdot \text{м} = 2000 \text{ кг} \cdot \text{см}$;

Підп. і дата

Взам. інв. №

Інв. № дубл.

Підп. і дата

Інв. № подл

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

Лист

48

Попередньо застосовано наступну орієнтацію зовнішніх волокон ав. фанери БС-1 (або її аналога):

Обшивка лобіка – орієнтація перпендикулярно < 90.

Товщина обшивки $\delta_{\text{ОБШ}} = 11 \text{ мм} = 0,1 \text{ см}$;

Максимальне допустиме напруження на зсув:

$$[\tau]_{90}^{\text{БС-1}} = 250 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}; \frac{[\tau]_{90}^{\text{БС-1}}}{f} = 166,67 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

Фактичні напруження в обшивці:

Випадок А:

$$\tau^A = \frac{1272}{2 * 229,78 * 0,1} = 27,68 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} \leq \frac{[\tau]}{f}$$

Випадок А':

$$\tau^A = \frac{2000}{2 * 229,78 * 0,1} = 43,52 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} \leq \frac{[\tau]}{f}$$

Обшивка стінки – орієнтація перпендикулярно < 90.

Товщина обшивки $\delta_{\text{СТ}} = 11 \text{ мм} = 0,1 \text{ см}$;

Випадок А:

$$\tau^A = \frac{1272}{2 * 229,78 * 0,1} + \frac{233,3}{2 * 12 * 0,1} * 1 = 124,89 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} \leq \frac{[\tau]}{f}$$

Випадок А':

$$\tau^A = \frac{3290}{2 * 229,78 * 0,1} + \frac{10,5}{2 * 12 * 0,1} * 1 = 75,96 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} \leq \frac{[\tau]}{f}$$

Перетин Z=3504 мм

Експлуатаційні навантаження:

Згинаючий момент: $M_{\text{ЗГН}}^e = 257,54 \text{ кг} * \text{м} = 25754 \text{ кг} * \text{см}$;

Нормальна сила: $Q_N^E = 195 \text{ кг}$;

Повздожня сила: $Q_Z^E = 0 \text{ кг}$;

Крутний момент: $M_Z = 11,71 \text{ кг} * \text{м} = 1171 \text{ кг} * \text{см}$;

4.1.3 Згин Z=3504 мм

Верхня полка (згин):

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

Для перетину $\Phi=0,6072$ бамбук (полки та стінка):

$$[\sigma]_{\Sigma}^{\text{ВЕРХ}} = \Phi_{\text{СТ}} * [\sigma_{\text{ЗГ БАМБ}}] = 0,6072 * 1100 = 668 \text{ кг/см}^2;$$

$$\text{Нижня полка (розтяг): } [\sigma]^{\text{НИЗ}} = [\sigma_{\text{р БАМБ}}] = 800 \text{ кгс/см}^2$$

Для суцільного перетину ($\Phi=1$ ав.сосна заниж. якості):

Верхня планка (стиск):

$$[\sigma]_{\Sigma\text{СОСНА}}^{\text{ВЕРХ}} = \Phi_{\text{СТ}} * [\sigma_{\text{ЗГ СОСНА}}] = 520 \text{ кг/см}^2;$$

$$\text{Нижня полка (розтяг): } [\sigma]_{\text{СОСНА}}^{\text{НИЗ}} = [\sigma_{\text{р СОСНА}}] = 670 \text{ кг/см}^2$$

Розрахункові сумарні напруження згину. Умова міцності верхня полка (стиск):

$$\sigma_{\text{згн}}^{\text{верх}} = \frac{f * f_{\text{л}} * M_{\text{ЗГН}}^{\text{Е}}}{W_{\text{T}}} = \frac{1,5 * 0,9 * 25754}{59,84} = 581,01 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

$$\sigma_{\text{згн}}^{\text{верх}} < [\sigma]_{\Sigma}^{\text{ВЕРХ}}$$

Нижня полка (розтяг):

$$\sigma_{\text{згн}}^{\text{низ}} = \frac{f * f_{\text{л}} * M_{\text{ЗГН}}^{\text{Е}}}{W_{\text{t}}} = \frac{1,5 * 0,9 * 25754}{44,37} = 783,6 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

$$\sigma_{\text{згн}}^{\text{низ}} < [\sigma_{\text{р БАМБ}}]$$

Для суцільного перетину (стиск/розтяг):

$$\sigma_{\text{згн}}^{\text{верх/низ}} = \frac{f * f_{\text{л}} * M_{\text{ЗГН}}^{\text{Е}}}{W} = \frac{1,5 * 0,9 * 25754}{120,48} = 288,6 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

$$\sigma_{\text{згн}}^{\text{верх/низ}} < [\sigma]_{\Sigma\text{СОСНА}}^{\text{ВЕРХ}}$$

Епюри розподілу напружень від згину за висотою лонжерону в перетині

Z=3504 мм наведені нижче

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл

										Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						50

Кріплення консолі. Z = 3504 мм

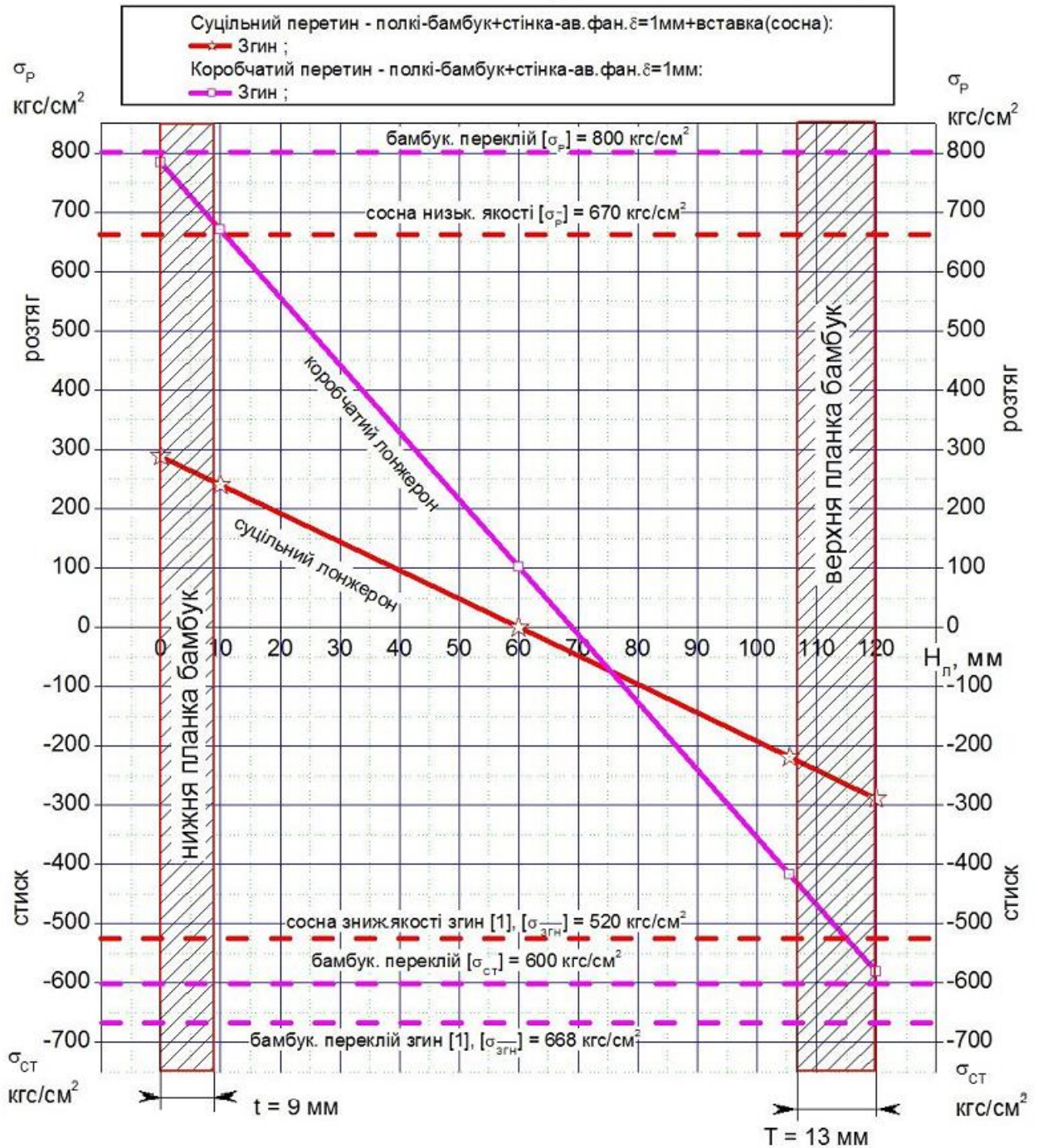


Рис.4.1.3 Напруження згину за висотою лонжерону Z=3504

4.1.4 Кручення Z=3504 мм

Контур перетину, що приймає кручення наведений на рис.

$$F_1 + F_2 = 224,1 \text{ см}^2$$

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

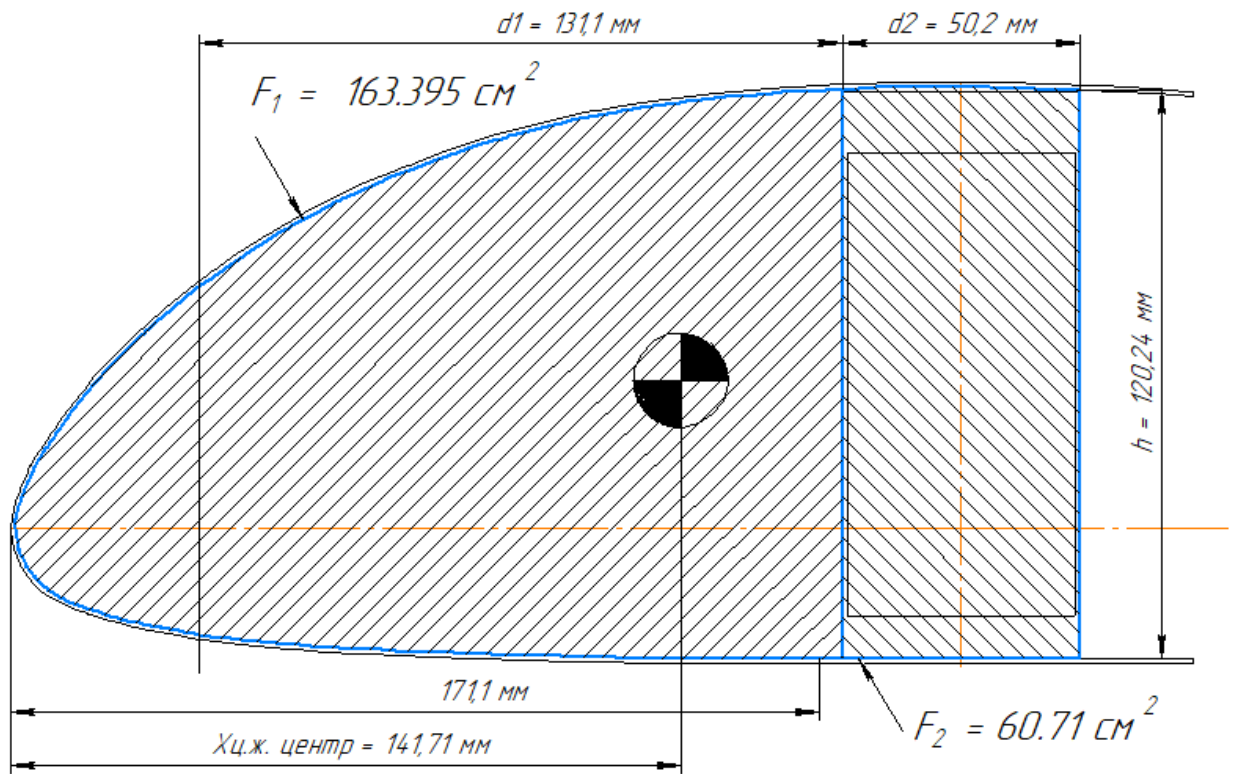


Рис.4.1.4 Контур перетину лобової частини центральної секції крила Z=3504 мм

Для обшивки лобіка: $\tau = \frac{M_z}{2 \cdot F \cdot \delta_{\text{ОБШ}}} \leq \frac{[\tau]}{f}$

Для стінки лонжерону: $\tau = \frac{M_z}{2 \cdot F \cdot \delta_{\text{ОБШ}}} + \frac{Q_y}{2 \cdot h \cdot \delta_{\text{СТ}}} \cdot K \leq \frac{[\tau]}{f^a}$

де

$F = F_1 + F_2 = 224,1 \text{ см}^2$ – загальна площа контуру перетину;

$\delta_{\text{ОБШ}} = \delta_{\text{СТ}} = 1 \text{ мм}$ – товщина обшивки та стінки (попередньо); $K=1$ – коефіцієнт перерозподілу дотичних напружень.

Для розрахункового випадку А:

Нормальна сила: $Q_N^E = 195 \text{ кг}$;

Крутний момент: $M_z = 11,71 \text{ кг} \cdot \text{м} = 1171 \text{ кг} \cdot \text{см}$;

Для розрахункового випадку А’:

Нормальна сила: $Q_N^E = 190,45 \text{ кг}$;

Крутний момент: $M_z = 18,15 \text{ кг} \cdot \text{м} = 1815 \text{ кг} \cdot \text{см}$;

Попередньо застосовано наступну орієнтацію зовнішніх волокон ав. фанери БС-1 (або її аналога):

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подп.	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

Обшивка лобіка – орієнтація перпендикулярно < 90.

Товщина обшивки $\delta_{\text{ОБШ}} = 11 \text{ мм} = 0,1 \text{ см}$;

Максимальне допустиме напруження на зсув:

$$[\tau]_{90}^{\text{БС-1}} = 250 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}, \frac{[\tau]_{90}^{\text{БС-1}}}{f} = \frac{250}{1,5} = 166,67 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

Фактичні напруження в обшивці:

Випадок А:

$$\tau^A = \frac{1171}{2 * 224,1 * 0,1} = 26,13 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} \leq \frac{[\tau]}{f}$$

Випадок А':

$$\tau^A = \frac{1815}{2 * 224,1 * 0,1} = 40,5 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} \leq \frac{[\tau]}{f}$$

Обшивка стінки – орієнтація перпендикулярно < 90.

Товщина обшивки $\delta_{\text{СТ}} = 11 \text{ мм} = 0,1 \text{ см}$;

Випадок А:

$$\tau^A = \frac{1171}{2 * 224,1 * 0,1} + \frac{195}{2 * 12 * 0,1} * 1 = 107,38 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} \leq \frac{[\tau]}{f}$$

Випадок А':

$$\tau^A = \frac{1815}{2 * 224,1 * 0,1} + \frac{190,5}{2 * 12 * 0,1} * 1 = 75,96 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2} \leq \frac{[\tau]}{f}$$

4.2 Випадок D. Політ з $n_y^e = -4$; $C_{y \text{ max}} = -0,9$

Для випадку розглядається умова міцності на згин, оскільки розрахункові навантаження від кручення є значно меншими за такі у випадках А та А'.

Перетин Z=3111,5

Експлуатаційні навантаження

Згинаючий момент: $M_{\text{згн}}^e = -237,22 \text{ кг} * \text{м} = -23722 \text{ кг} * \text{см}$;

Нормальна сила: $Q_N^E = 157,04 \text{ кг}$;

Повздовжня сила: $Q_Z^E = 805,04 \text{ кг}$;

Крутний момент: $M_Z = -0,75 \text{ кг} * \text{м} = -75 \text{ кг} * \text{см}$;

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

										Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						53

4.2.1 Згин Перетин Z=3111,5

Верхня полка (розтяг):

$$\sigma_{\text{згн}}^{\text{верх}} = \frac{f * f_{\text{л}} * M_{\text{згн}}^{\text{E}}}{W_{\text{T}}} = \frac{1,5 * 0,9 * 23722}{77,91} = 411,05 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

Нижня полка (стиск):

$$\sigma_{\text{згн}}^{\text{низ}} = \frac{f * f_{\text{л}} * M_{\text{згн}}^{\text{E}}}{W_{\text{t}}} = \frac{1,5 * 0,9 * 23722}{58,0355} = -551,81 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

Для суцільного перетину (стиск/розтяг):

$$\sigma_{\text{згн}}^{\text{верх/низ}} = \frac{f * f_{\text{л}} * M_{\text{згн}}^{\text{E}}}{W} = \frac{1,5 * 0,9 * 23722}{143,52} = 223,14 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

Розрахункові напруження від розтягу:

Лонжерон без вставки – випадок 1 (полки + стінка):

$$\sigma_{\text{P1}} = \frac{f * Q_{\text{Z}}^{\text{E}}}{F_{\text{л}}} = \frac{1,5 * 805,04}{16,561} = 72,92 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

де:

$F_{\text{л}} = F_{\text{п}} + F_{\text{ст}} = 16,561 \text{ см}^2$ – сумарна площа перетину лонжерону

Контур перетину без внутрішньої вставки – випадок 2 (полки + стінка + лоб.обшивка + стрінгери):

$$\sigma_{\text{P2}} = \frac{f * Q_{\text{Z}}^{\text{E}}}{F_{\text{С1}}} = \frac{1,5 * 805,04}{24,0744} = 50,16 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

де

$F_{\text{С1}} = F_{\text{п}} + F_{\text{ст}} + F_{\text{ЛОБ}} + 6 * F_{\text{СТР}} = 24,0744 \text{ см}^2$ – сумарна площа перетину, що працює на стиск.

Лонжерон із вставкою – випадок 3 (полка + стінка + вставка):

$$\sigma_{\text{P3}} = \frac{f * Q_{\text{Z}}^{\text{E}}}{F_{\text{л}}} = \frac{1,5 * 805,04}{71,76} = 16,83 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

де:

$F_{\text{л}} = F_{\text{п}} + F_{\text{ст}} = 16,561 \text{ см}^2$ – сумарна площа перетину лонжерону, що працює на стиск з урахуванням вставки.

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл

										Лист
										54
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						

Для перетину $\Phi=0,61$, бамбук (полки та стінка):

$$\begin{aligned} [\sigma]_{\Sigma}^{\text{ВЕРХ}} &= \Phi_{\text{СТ}} * [\sigma_{\text{ЗГ БАМБ}}] - (\Phi_{\text{СТ}} * [\sigma_{\text{ЗГ БАМБ}}] - [\sigma_{\text{ЗГ БАМБ}}]) * \frac{\sigma_{\text{СТЗ}}}{\sigma_{\text{Р1}} + \sigma_{\text{ЗГН}}^{\text{ВЕРХ}}} \\ &= 0,61 * 1100 - (0,61 * 1100 - 800) * \frac{72,92}{72,92 + 411,05} \\ &= 690 \text{ кг/см}^2 \end{aligned}$$

$$\text{Нижня полка (розтяг): } [\sigma]^{\text{НИЗ}} = [\sigma_{\text{СТ}}] = \frac{600 \text{ кгс}}{\text{см}^2};$$

Для суцільного перетину ($\Phi=1$ ав.сосна заниж. якості):

Верхня планка (розтяг+згин):

$$\begin{aligned} [\sigma]_{\Sigma \text{СОСНА}}^{\text{ВЕРХ}} &= \Phi_{\text{СТ}} * [\sigma_{\text{ЗГ СОСНА}}] - (\Phi_{\text{СТ}} * [\sigma_{\text{ЗГ СОСНА}}] - [\sigma_{\text{ЗГ СОСНА}}]) * \frac{\sigma_{\text{РЗ}}}{\sigma_{\text{РЗ}} + \sigma_{\text{ЗГН}}^{\text{ВЕРХ}}} \\ &= 520 - (520 - 670) * \frac{16,83}{16,83 + 223,14} = 530,52 \text{ кг/см}^2 \end{aligned}$$

$$\text{Нижня полка (стиск): } [\sigma]_{\text{СОСНА}}^{\text{НИЗ}} = [\sigma_{\text{СТ СОСНА}}] = \frac{280 \text{ кгс}}{\text{см}^2};$$

Розрахункові сумарні напруженн. Умова міцності для перетину $Z > 3111,5$ мм (згин):

Верхня полка (розтяг):

$$[\sigma]^{\text{ВЕРХ}} = [\sigma]_{\text{ЗГН}}^{\text{ВЕРХ}} = 411,05 \text{ кгс/см}^2; [\sigma]^{\text{ВЕРХ}} < [\sigma_{\text{Р}}] = 800 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

Нижня полка (стиск):

$$[\sigma]^{\text{НИЗ}} = [\sigma]_{\text{ЗГН}}^{\text{НИЗ}} = 551,81 \text{ кгс/см}^2; [\sigma]^{\text{НИЗ}} < [\sigma_{\text{СТ}}] = 600 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

Для перетину $Z < 3111,5$ мм (стиск + згин)

Вважаємо, що напруження стиску сприймається виключно лонжероном. В зоні кріплення підкосу лонжерон має внутрішню технологічну вставку, виконану із сосни заниженої якості, яка триває за розмахом до сумарного значення

Для перетину підкосу $Z = 3111,5$ мм

Верхня полка (розтяг, суцільний перетин):

$$[\sigma]^{\text{ВЕРХ}} = \sigma_{\text{ЗГН}}^{\text{ВЕРХ}} + \sigma_{\text{РЗ}} = 240 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

$$[\sigma]^{\text{ВЕРХ}} < [\sigma]_{\Sigma \text{СОСНА}}^{\text{ВЕРХ}}$$

Нижня полка (стиск):

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	Лист
					55

$$[\sigma]_{\text{НИЗ}}^{\text{НИЗ}} = [\sigma]_{\text{ЗГН}}^{\text{НИЗ}} - \sigma_{\text{СТЗ}} = 206,31 \text{ кгс/см}^2; [\sigma]_{\text{НИЗ}}^{\text{НИЗ}} < [\sigma]_{\text{СОСНА}}^{\text{НИЗ}}$$

Епюри розподілу напружень від згину за висотою лонжерону в перетині $Z=3111,5$ мм наведені нижче на рис. 4.2.1

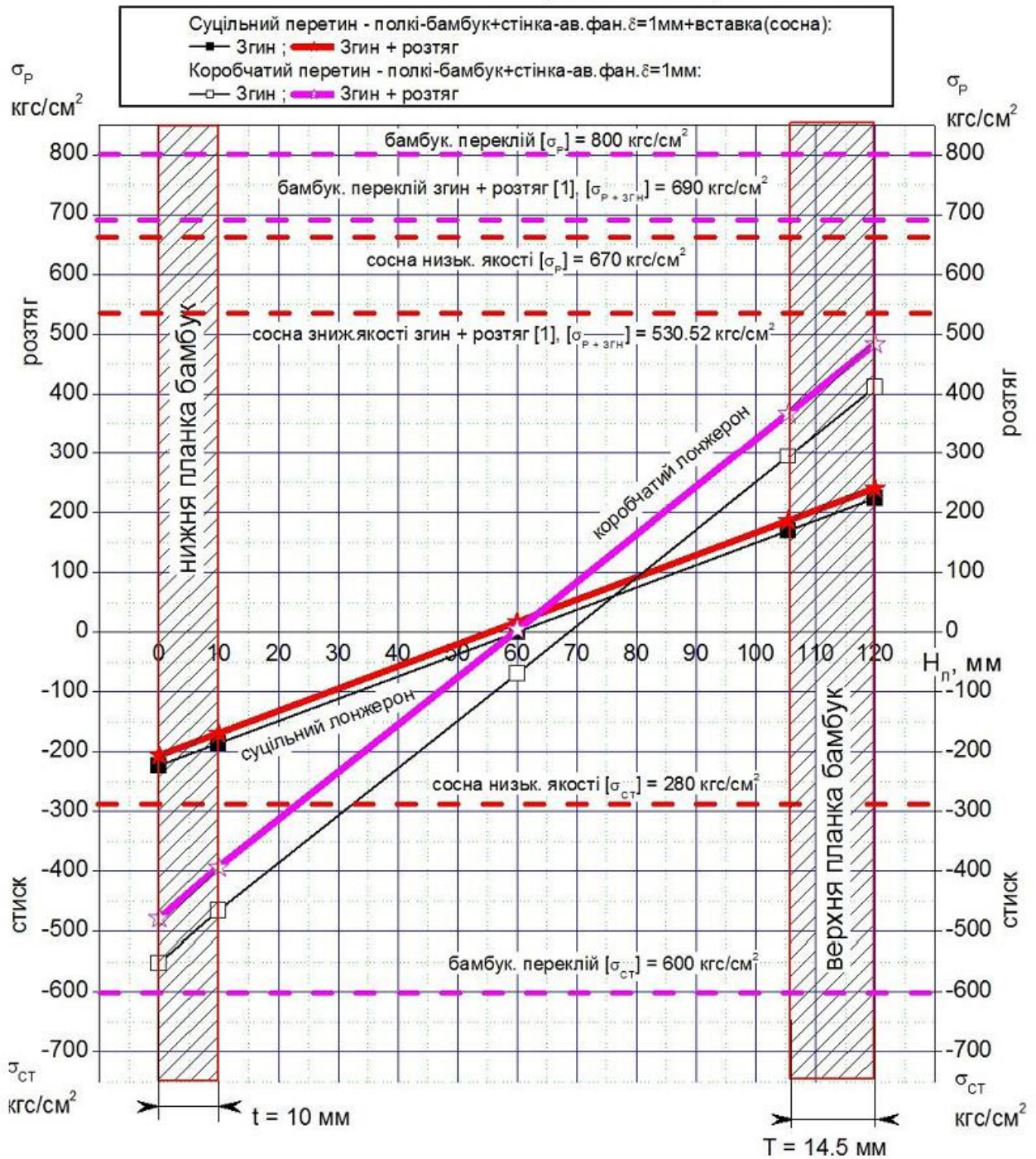


Рис. 4.2.1 Напруження за висотою лонжерону. Розрахунковий випадок D.

$Z=3111,5$ мм

Перетин $Z=3504$ мм

Експлуатаційні навантаження

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

Згинаючий момент: $M_{згн}^e = -181,9 \text{ кг} \cdot \text{м} = -18190 \text{ кг} \cdot \text{см};$

Нормальна сила: $Q_N^E = -132,5 \text{ кг};$

Повздовжня сила: $Q_Z^E = 0 \text{ кг};$

Крутний момент: $M_Z = -1,02 \text{ кг} \cdot \text{м} = -102 \text{ кг} \cdot \text{см};$

4.2.2 Згин

Для перетину бамбук (полки та стінка):

Верхня полка (розтяг) $[\sigma]^{BERX} = [\sigma_p \text{ БАМБ}] = 800 \text{ кг/см}^2;$

Нижня полка (стиск): $[\sigma]^{НИЗ} = [\sigma_{ст} \text{ БАМБ}] = 600 \text{ кгс/см}^2$

Нижня планка (стиск):

$[\sigma]_{\Sigma}^{НИЗ} = \Phi_{ст} * [\sigma_{зг} \text{ БАМБ}] = 0,6072 * 1100 = 668 \text{ кг/см}^2;$

Верхня планка (розтяг): $[\sigma]_{\Sigma \text{ СОСНА}}^{НИЗ} = \Phi_{ст} * [\sigma_{ст} \text{ СОСНА}] = 520 \text{ кг/см}^2$

Нижня полка (стиск): $[\sigma]_{\text{СОСНА}}^{НИЗ} = [\sigma_{ст} \text{ СОСНА}] = 280 \text{ кг/см}^2$

Розрахункові сумарні напруження. Умова міцності верхня полка (розтяг):

$$\sigma_{згн}^{верх} = \frac{f * f_l * M_{згн}^E}{W_T} = \frac{1,5 * 0,9 * 18190}{59,84} = 410,37 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

$$\sigma_{згн}^{верх} < [\sigma]_{\Sigma}^{BERX}$$

Нижня полка (розтяг):

$$\sigma_{згн}^{низ} = \frac{f * f_l * M_{згн}^E}{W_t} = \frac{1,5 * 0,9 * 18190}{44,37} = 553,45 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

$$\sigma_{згн}^{низ} < [\sigma_p \text{ БАМБ}]$$

Для суцільного перетину (стиск/розтяг):

$$\sigma_{згн}^{верх/низ} = \frac{f * f_l * M_{згн}^E}{W} = \frac{1,5 * 0,9 * 18190}{120,48} = 203,82 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2};$$

$$\sigma_{згн}^{верх/низ} < [\sigma]_{\Sigma \text{ СОСНА}}^{BERX}$$

Епюри розподілу напружень за висотою лонжерону в перетині $Z=3504 \text{ мм}$ наведені нижче на рис.4.2.2

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл

										Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата						57

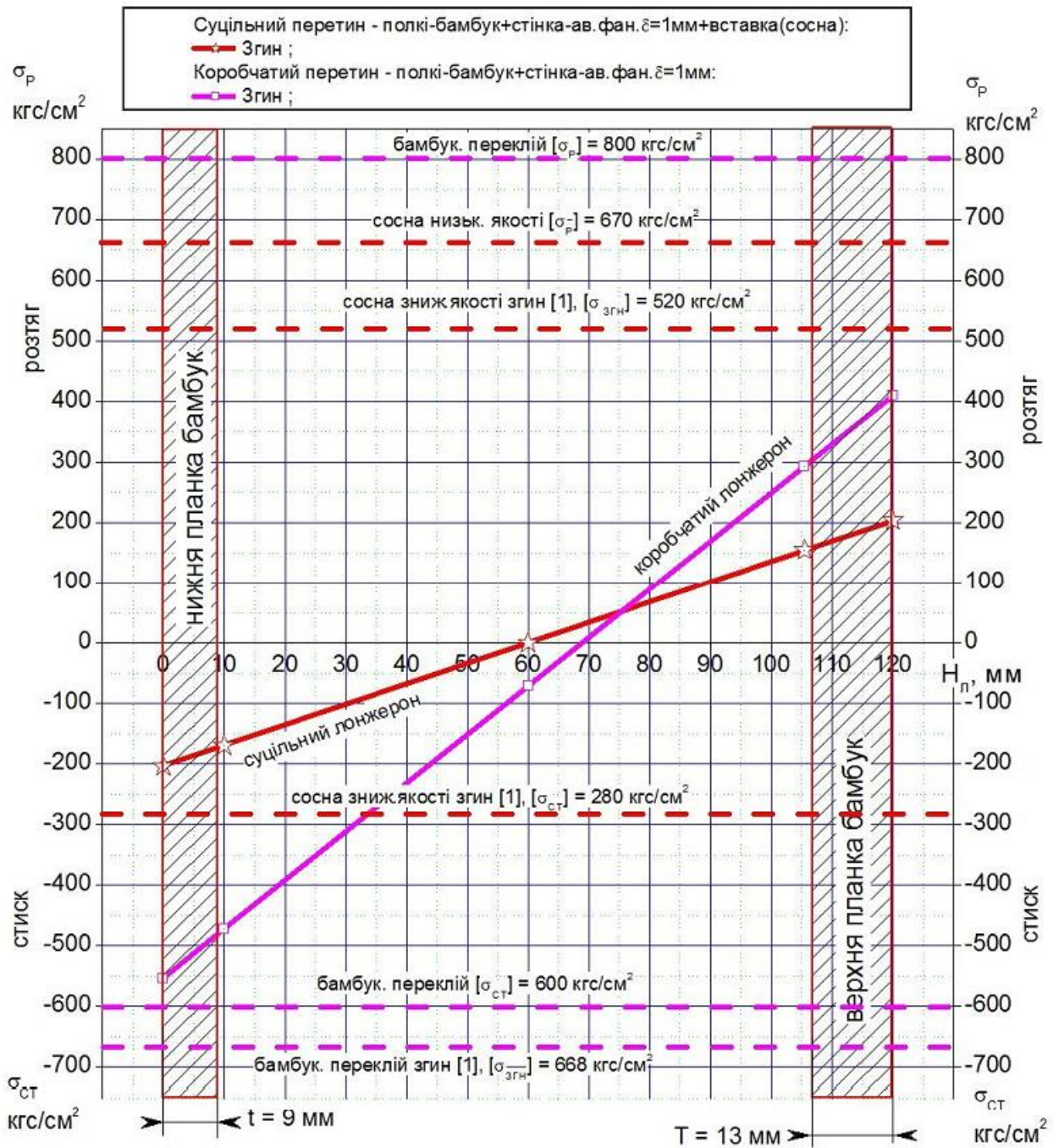


Рис.4.2.2 Напруження за висотою лонжерону. Розрахунковий випадок D.

$$Z=3504 \text{ мм}$$

4.3 Висновки до розділу

В даному розділі був проведений аналіз міцності агрегатів крила на згин для різних значень перевантаження, коефіцієнту підйомної сили і хорди крила. Були побудовані епюри напруження по висоті лонжерона для різних випадків.

Підп. і дата

Взам. інв. №

Інв. № дубл.

Підп. і дата

Інв. № подл

Літ Зм. № докум. Підп. Дата

Лист

58

5. БІОКОМПОЗИТ З ВОЛОКОН КАНАБІСУ

Конопляний біокомпозит в десять разів міцніше скловолокна, легше інших матеріалів, які використовуються в літакобудуванні, а крім усього іншого практично не впливає на погіршення навколишнього середовища як в ході виробництва, так і в процесі експлуатації, а також неминучою згодом утилізації.[2]

5.1. Випробування біокомпозиту з волокон канабісу в Канаді

В кінці 2016 року перший в світі літак виготовлений на 75 відсотків з конопляного сировини злетів в районі м. Кітті-Хок (Північна Кароліна, США). Шляхом заміни скловолокна, металу і пластмас на біокомпозитні матеріали на основі конопель, вийшов 4-х місцевий літак важить набагато менше його традиційного аналога і що важливо, набагато екологічно безпечнішим після закінчення терміну його експлуатації в процесі утилізації. Якщо з часом до цього додасться авіаційне паливо, виготовлене на основі конопляного масла, ви отримаєте найсучасніші авіаційні технології, використувані в ході створення даного літального апарату.

В ході перших експериментальних польотів виготовленого з конопляного біокомпозиту літального апарату була протестована міцність і довговічність геотекстилю з конопляного волокна. Сам літак, виготовлений з конопляного біокомпозиту, має колір конопляного волокна, з розмахом крил майже 11 метрів. Всі конструктивні деталі даного літального апарату від зовнішньої оболонки, крил, сидінь і т.д. виготовлені з використанням біокомпозитних матеріалів на основі конопляного сировини.

Конопляний біокомпозит в десять разів міцніше скловолокна, легше інших матеріалів, які використовуються в літакобудуванні, а крім усього іншого практично не впливає на погіршення навколишнього середовища як в ході виробництва, так і в процесі експлуатації, а також неминучою згодом утилізації. Починаючи з 90-х років минулого століття Канада випереджала США в площах посівів і технологіях переробки технічних конопель.

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл.	

											Лист
											59
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата							

5.2. Виготовлення зразків біокомпозиту

Випрямити волокна мотузки для того, щоб зразки були більш еластичними і краще працювали на розтяг і згин. Волокна будуть склеюватися смолою за допомогою преса з алюмінієвого швелера і дерев'яної планки.



Рис.5.1 Випрямлені волокна канабісу

Необхідно просвердлити отвори діаметром 2 мм в швелері, щоб смола рівномірно впливала, і в зразках було якомога менше домішки смоли.



Рис.5.2 Два швелера з отворами діаметром 2 мм

Підготувати епоксидну смолу: розтопити до рідкого стану на водяній бані.

Підп. і дата	Взам. інв. №	Інв. № дубл.	Підп. і дата	Інв. № подп.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата



Рис. 5.3 Епоксидна смола в тревдому стані

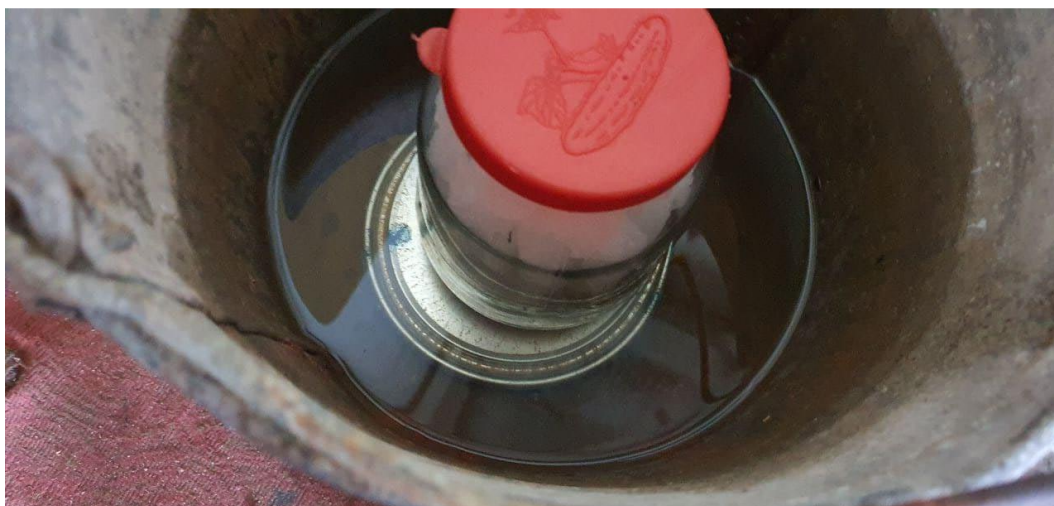


Рис. 5.4 Водяна баня для смоли

Далі потрібно було набрати певний об'єм епоксидної смоли і затверджувача (8: 1). Після чого обробити сумішню волокна канабісу та спресувати за допомогою швелера, дерев'яної планки і струбцин.

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подп	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата



Рис. 5.5 Зразок під пресом

Після цього ми отримали декілька зразків, які потім готували для випробувань.



Рис. 5.6 Зразки після скліювання смолою

Далі необхідно нарізати зразки під дану довжину (120 мм)

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл.	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата



Рис. 5.7 Зразки необхідної довжини

Очищення зразків від залишків смоли за допомогою шліфувального паперу.



Рис. 5.8 Готові зразки з волокон канабісу для випробування

5.3 Висновки по розділу

Були проаналізовані переваги біокомпозитного матеріалу на основі волокон канабісу. Розроблено зразки для випробувань на розтяг.

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

ВИСНОВОК

Основною метою є розробка біокомпозитного матеріалу на основі волокон канабісу, який легше інших матеріалів, які використовуються в літакобудуванні, а крім усього іншого практично не впливає на погіршення навколишнього середовища як в ході виробництва, так і в процесі експлуатації, а також неминучою згодом утилізації. Було виготовлено зразки для випробувань на розтяг.

Були проведені аналізи випробувань зразків бамбука на розтяг, стиск і згин. Для виготовлення багатьох елементів літального апарату найкраще підходять бамбукові планки, приклеєні під прес, для утворення дуже еластичного композиту.

Були пораховані навантаження, які діють на лонжерон крила, що складається з різних біокомпозитів.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата
-------------	--------------	--------------	--------------	--------------

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. «Проектування дерев'яних літаків» С.А. Дорохова, І.Г. Нікіфорова.
2. Конопляні біокомпозити в Північноамериканському літакобудуванні [Електронний ресурс] – <http://tku.org.ua/ru/news/5317>
3. Композитний матеріал [Електронний ресурс] – https://ru.wikipedia.org/wiki/Композитный_материал
4. Стаття «Дослідження бамбукового композиту на міцнісні характеристики при виготовленні елементів авіаційних конструкцій» Д.М.Зінченко.
5. «Розрахунок і конструювання планера» Б.К.Дандтшев.
6. «Конструкція літаків» Г.І.Житомерський.
7. «Курс конструкцій літаків» М.Н. Шульженко.

Підп. і дата		Взам. інв. №		Інв. № дубл.		Підп. і дата		Інв. № подл	
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата					
									Лист
									65