

Silesian University of Technology
Faculty of Mechanical Engineering
Department of Fundamentals of Machinery Design

POSZERZONE STRESZCZENIE ROZPRAWY DOKTORSKIEJ

Optimization method for ultralight aerial composite structures

mgr inż. Ramesh Kumpati

Kontroler:

PhD, DSc, Eng. Wojciech Skarka, Prof. SUT

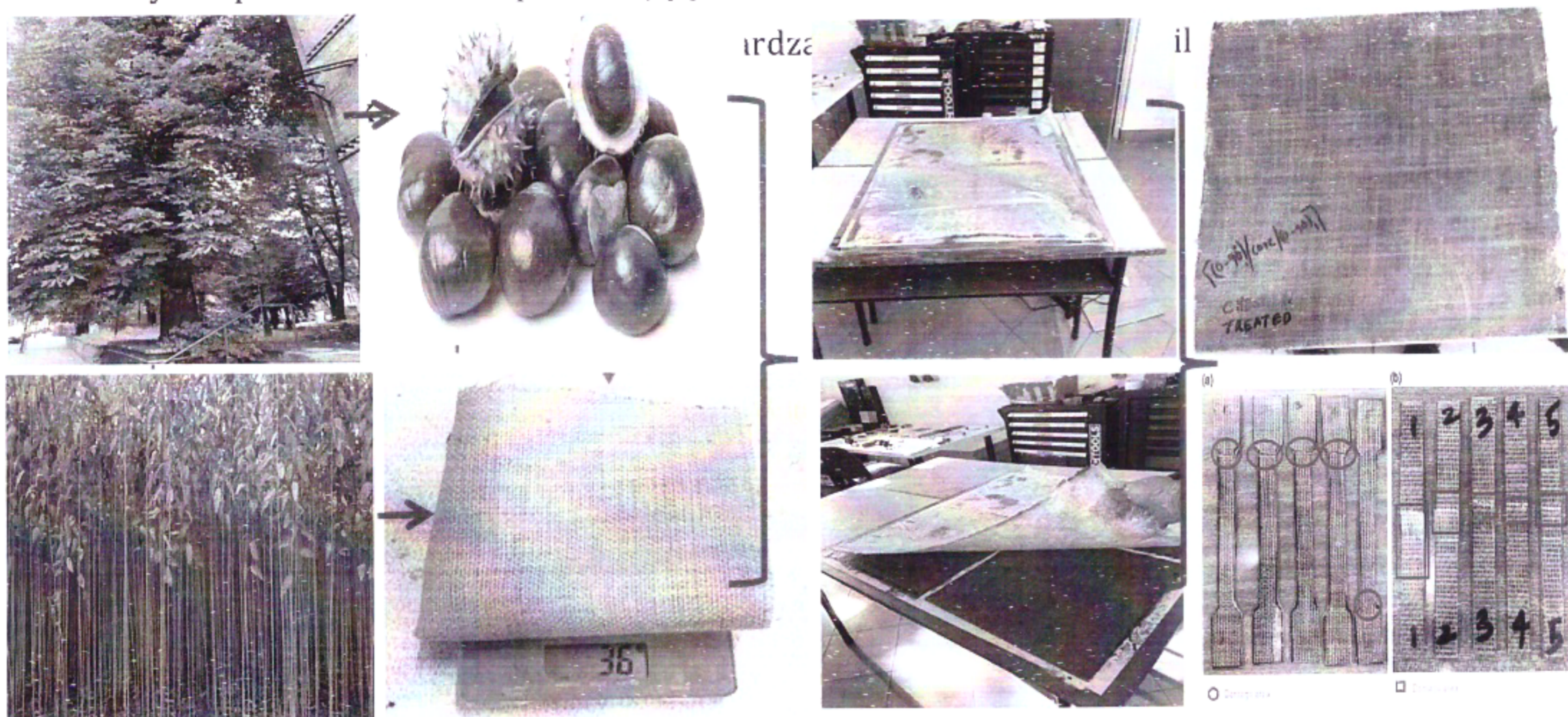
Gliwice, rok 2024

Spis Treść

1. Wstęp.....	3
2. Cel i teza pracy.....	5
3. Dyskusja przedstawionych badań.....	6
3.1. Optymalizacja oparta na warstwie.....	7
3.2. Wielokryterialna metodologia optymalizacji według GA	7
3.3. Projektowanie i analiza struktury warstwowe	8
3.4. Projektowanie i optymalizacja kompozytowego połączenia T-joint	8
3.5. Optymalizacja kompozytowej struktury warstwowej dla TS-17 UAV	9
3.6. Produkcja biokompozytu i walidacja	11
4. Wnioski.....	13
5. Literatura	15

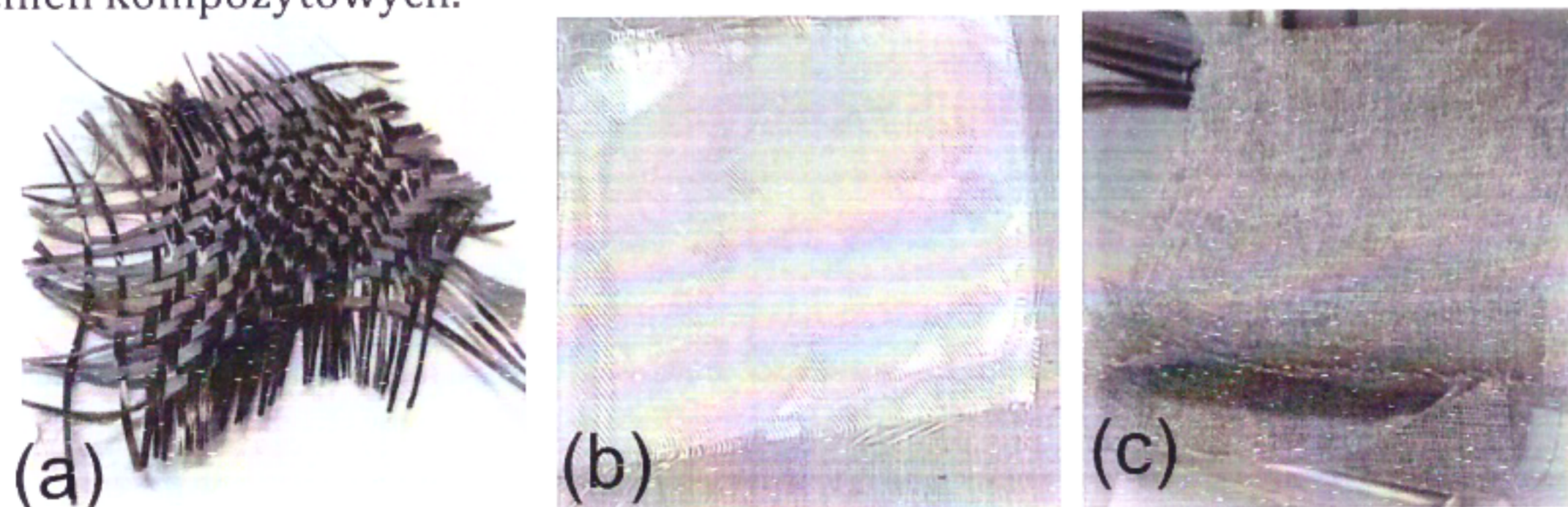
1. Wprowadzenie

Materiały kompozytowe są charakteryzowane jako substancje składające się z dwóch lub więcej makroskopowo odrębnych faz. Różni się to od materiałów takich jak stal stopowa, w których składniki stopowe są zintegrowane w skali mikroskopowej, co daje materiał o makroskopowej jednorodności. Wybitnym przykładem materiału kompozytowego jest, w którym cząstki piasku i żwiru są łączone z mieszanką cementu i wody, w wyniku czego powstaje materiał kompozytowy [1]. W ramach tego badania termin "materiały kompozytowe" odnosi się w szczególności do polimerów wzmocnionych włóknami (FRP), które obejmują sprężyste i sztywne włókna, w tym szkło, węgiel, kevlar i inne rodzaje. Włókna te są zintegrowane z elastyczną i lekką matrycą, taką jak żywica epoksydowa, dzięki czemu powstałe materiały kompozytowe wykazują harmonijną mieszankę właściwości. Orientacja włókien składowych ma znaczący wpływ na właściwości mechaniczne tych materiałów kompozytowych [2]. Materiały kompozytowe są szeroko stosowane w zastosowaniach lotniczych w celu osiągnięcia podwyższonego poziomu wytrzymałości i sztywności przy jednoczesnym zmniejszeniu masy w porównaniu z odpowiadającymi im elementami metalowymi. Laminaty są



Rysunek 1. Strategia wytwarzania biokompozytowej struktury warstwowej dla skrzydła BS17 UAV

Aby uzyskać wymaganą grubość i sztywność, wiele wzmocnionych warstw jest nakładanych warstwowo w celu utworzenia laminatów kompozytowych. Każda z tych warstw składa się z arkusza z wieloma włóknami osadzonymi w materiale matrycy, który może być polimerem lub metalem. Zwykle do łączenia warstw używany jest ten sam materiał matrycy, który jest obecny w pojedynczym arkuszu. Dwukierunkowe arkusze wzmocnione włóknami, składające się z wielu arkuszy zorientowanych w różnych kierunkach, nadają laminatowi kompozytowemu jego nazwę. Ten układ różnych orientacji jest określany jako schemat laminowania lub sekwencja układania w stosy. Sekwencja układania w stosy, wraz z właściwościami materiału każdego pojedynczego arkusza, zapewnia projektantom dodatkową elastyczność w dostosowywaniu sztywności i wytrzymałości laminatu. Posługuję się klasyczną teorią płyt laminowanych, aby wyjaśnić mechaniczne zachowanie typowego laminatu kompozytowego [3]. Właściwości mechaniczne laminatu wynikają z różnych czynników, takich jak właściwości materiałowe każdej pojedynczej warstwy, ilość warstw, grubość każdej warstwy i orientacja warstw. Wykorzystanie laminowanych materiałów kompozytowych zapewnia znaczną elastyczność projektowania i pozwala na wysoki poziom personalizacji struktury kompozytowej. Dzięki starannemu projektowaniu i strategicznemu pozycjonowaniu włókien można uzyskać skuteczne struktury, których sztywność jest skrupulatnie dostosowana do konkretnych wymagań operacyjnych [4]. Materiały kompozytowe są często stosowane w konstrukcjach o wysokiej wydajności ze względu na ich lepszą sztywność i stosunek wytrzymałości do masy w porównaniu z ich metalowymi odpowiednikami [5]. Podwyższone właściwości specyficzne ułatwiają dodatkową redukcję masy, co prowadzi do zmniejszenia zużycia paliwa w zastosowaniach takich jak cywilny transport lotniczy. Na rys. 2 przedstawiono typowe zastosowania laminowanych wzmocnień kompozytowych.



Rysunek 2. Wzmocnienia kompozytowe, odpowiednio (a) włókno węglowe, (b) szkło typu E i (c) włókno jutowe

Cechą charakterystyczną tych konstrukcji jest to, że ich masa znacząco wpływa na ich osiągi, przyczyniając się do zwiększonego zużycia paliwa i większych sił przenoszonych przez konstrukcję [6]. Głównym celem jest wykorzystanie podejść optymalizacyjnych opartych na klasycznej teorii laminatu w celu odkrycia najbardziej efektywnej sekwencji układania w stosy, co skutkuje wyższymi wskaźnikami wydajności przy jednoczesnym drastycznym zmniejszeniu całkowitej masy struktury kompozytu. Ta redukcja masy ma kluczowe znaczenie dla zwiększenia wytrzymałości UAV i efektywności paliwowej, ponieważ lżejsze konstrukcje zużywają mniej energii podczas lotu. Rozprawa doktorska obejmuje dwa studia przypadków: analizę statyczno-wytrzymałościową oraz podejścia optymalizacyjne rdzenia warstwowego. W trakcie prac związanych z pracą doktorską przeanalizowano metodę optymalizacji opracowania struktury warstwowej o różnych kształtach oraz opracowano i przeanalizowano cztery charakterystyczne modele geometryczne trójkąta o różnej grubości i kształcie, które zostały włączone do rozprawy doktorskiej jako jedno ze studiów przypadku. Badanie obejmowało wytworzenie i optymalizację prototypu materiału biokompozytowego z naciskiem na zrównoważenie środowiskowe.

2. Cel i teza pracy

- Przegląd metod formowania nośnych konstrukcji kompozytowych
- Analiza numeryczna i badania weryfikacyjne cienkowarstwowych konstrukcji warstwowych
- Opracowanie zasad formowania cienkowarstwowych struktur kompozytowych
- Opracowanie metody optymalizacji struktur cienkowarstwowych

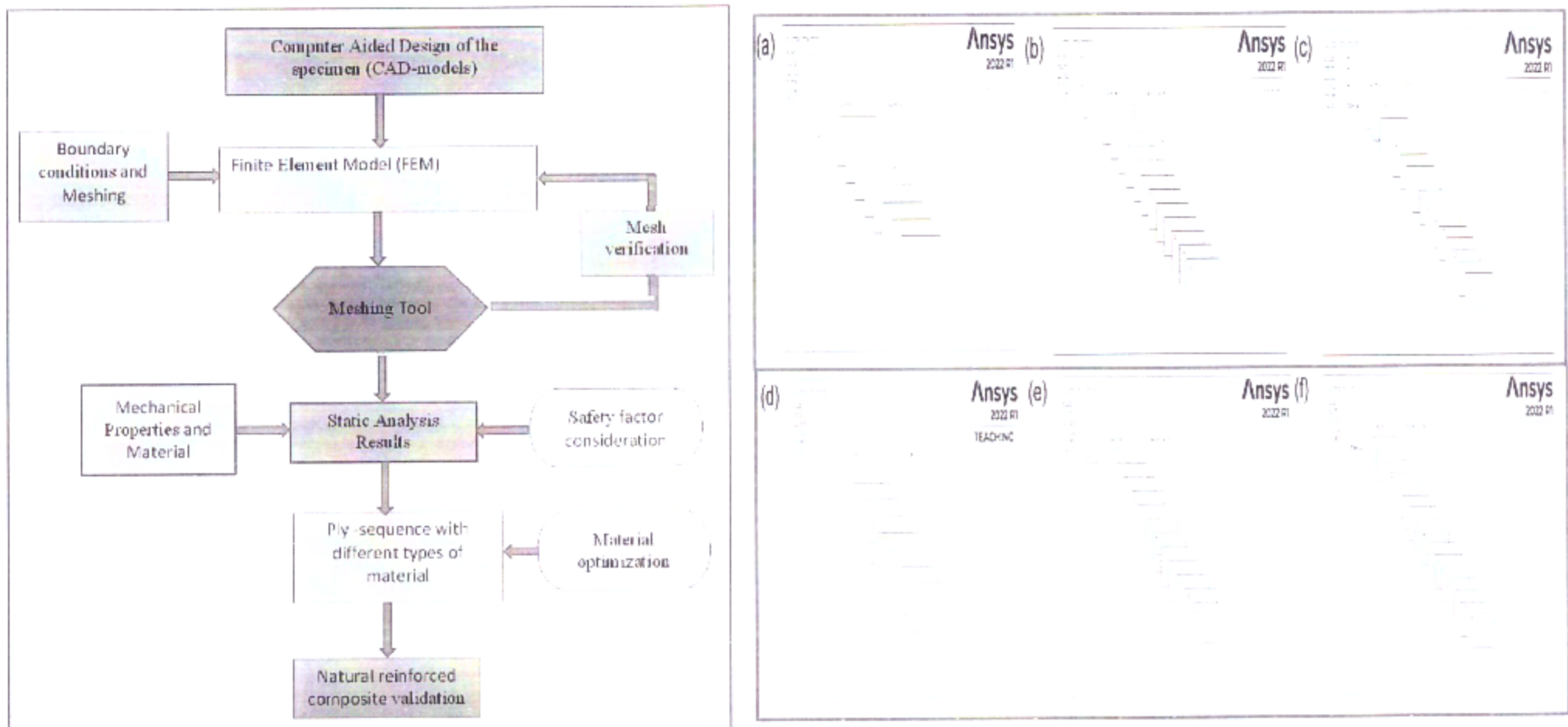
W pracy badana jest metodologia optymalizacji zaprojektowana dla ultralekkich konstrukcji kompozytowych. Ta metoda wymaga rygorystycznej kontroli orientacji warstwy, kolejności układania w stosy i indywidualnej grubości blaszki. Celem wdrożenia techniki optymalizacji jest określenie najbardziej efektywnej sekwencji układania w stos przy jednoczesnym przestrzeganiu klasycznych koncepcji teorii laminatu. Rezultatem tych wysiłków są wysoce wyrafinowane pomiary wydajności, co skutkuje znacznym zmniejszeniem całkowitej masy struktury kompozytowej, a tym samym poprawą jej lekkich cech. Takie postępy mają znaczące konsekwencje dla wytrzymałości samolotów i

efektywności paliwowej, ponieważ zmniejszona masa równa się niższemu zużyciu energii podczas operacji lotniczych. Co więcej, zastosowanie prototypowego materiału biokompozytowego świadczy o zaangażowaniu w zrównoważony rozwój środowiska. Ten przyjazny dla środowiska materiał nie tylko zwiększa integralność strukturalną kompozytu, ale także wpisuje się w większe programy skupiające się na zmniejszeniu wpływu technik inżynierii lotniczej na środowisko.

3. Omówienie prezentowanych badań

3.1 Optymalizacja oparta na warstwach

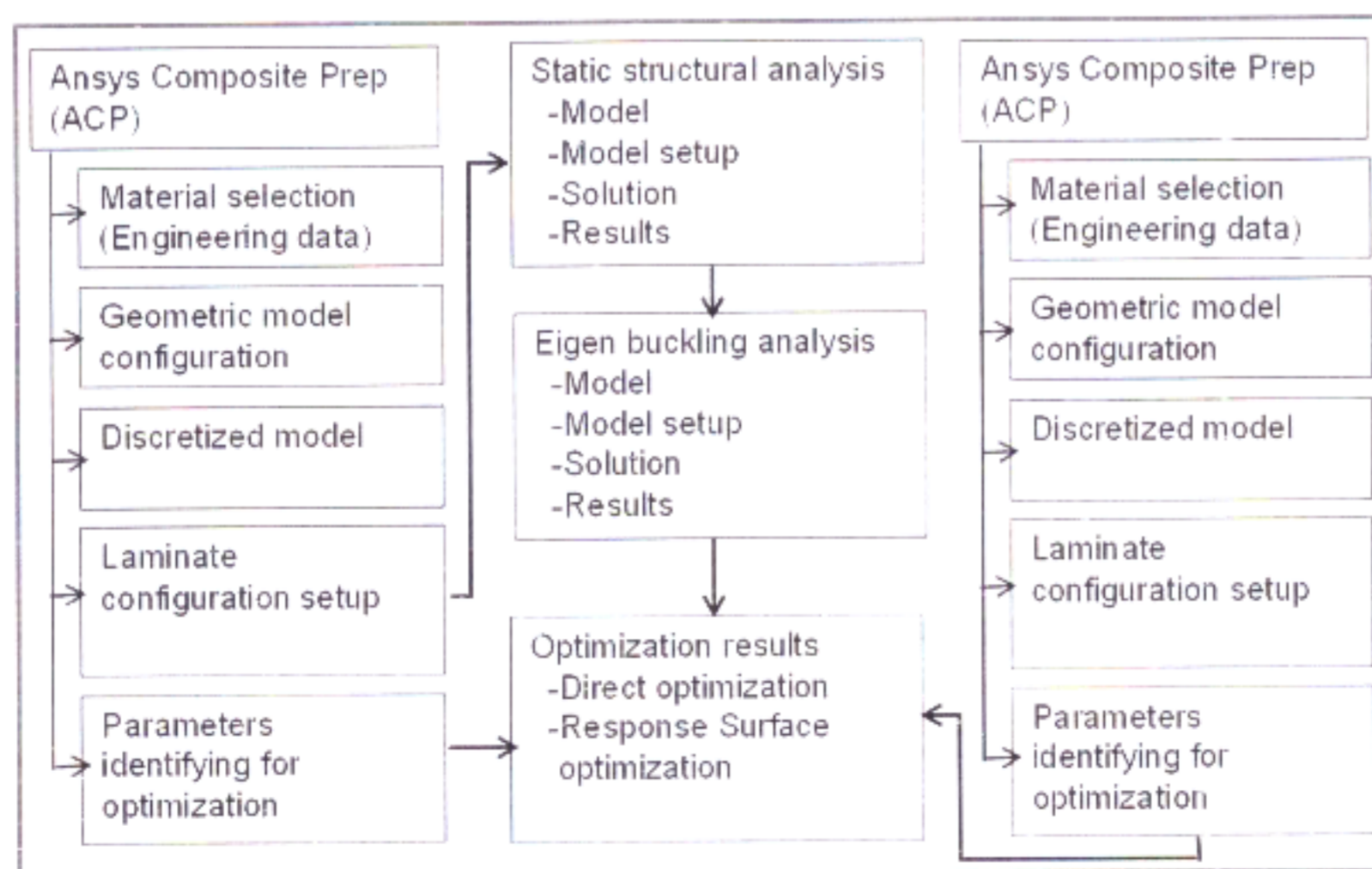
W tym badaniu zbadano różne materiały o różnej wytrzymałości i sekwencjach warstw, biorąc pod uwagę różnice w grubości. Za pomocą symulacji Ansys przeanalizowano maksymalne naprężenia, odkształcenia, odkształcenia i naprężenia ścinające dla różnych konfiguracji warstw. W szczególności zbadano laminaty kompozytowe z włókien naturalnych (jutowych), ujawniając, że właściwości mechaniczne, zwłaszcza maksymalne naprężenia, osiągały szczyt w kierunku wzdłużnym przy różnych orientacjach włókien. Badanie wykazało wyższość hybrydowych kompozytów wzmocnionych włóknami naturalnymi nad włóknami naturalnymi, szczególnie w określonych konfiguracjach, oferując obiecujące perspektywy budowy skrzydeł UAV. Połączenie juty i włókna szklanego z kompozytem z żywicy epoksydowej, zwłaszcza w orientacji warstwy 45° i grubości 3 mm, wykazało godne uwagi właściwości mechaniczne. Pomimo liniowego zachowania sprężystego włókien naturalnych, zaobserwowano znaczny wzrost granicy plastyczności materiału, gdy włókna naturalne połączono z syntetycznymi. Testy laboratoryjne są niezbędne do walidacji tych wyników symulacji. Niemniej jednak, na podstawie uzyskanych wyników, stwierdzono, że naturalne kompozyty hybrydowe są obiecujące dla prototypowej konstrukcji UAV. Zalecenia dotyczące przyszłych prac obejmują wytwarzanie próbek testowych zgodnie z normami ASTM i przeprowadzanie dalszych analiz w oparciu o testy laboratoryjne. Jeśli zostanie to potwierdzone testami, materiał ten może zrewolucjonizować zastosowania w produkcji UAV. Metodologię projektowania przedstawiono na **rysunku 3**.



Rysunek 3. Układ optymalizacyjny NFRC.

3.2 Wielozadaniowa metodologia optymalizacji według GA

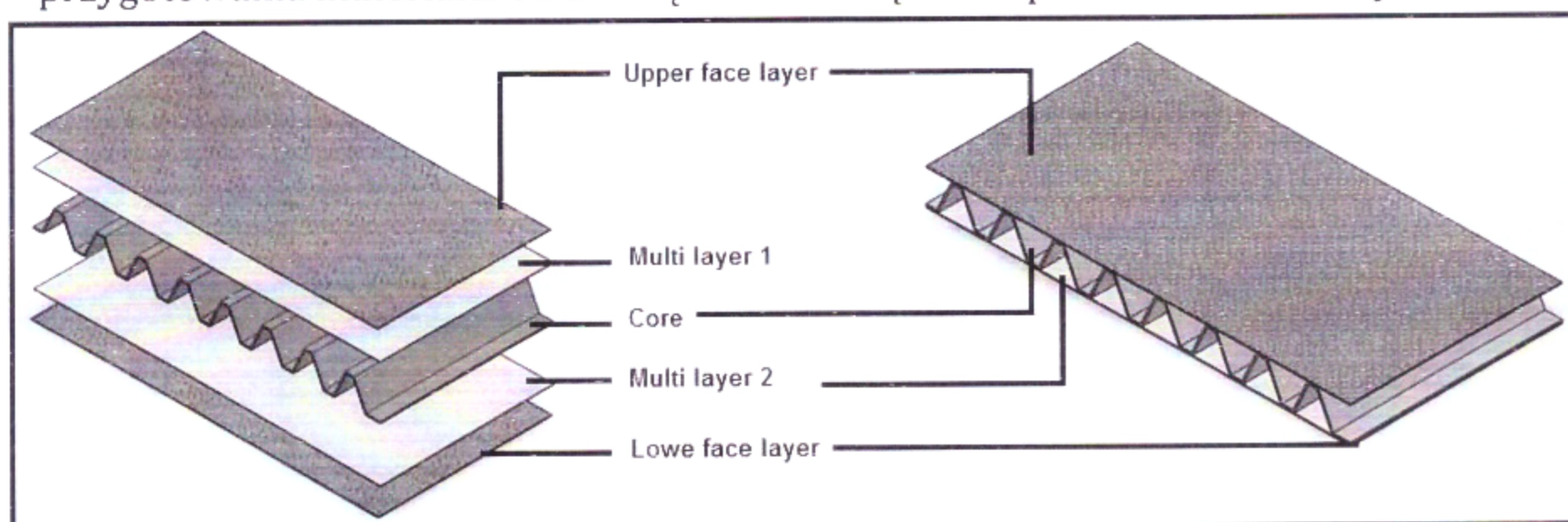
Drugie podejście optymalizacyjne dla struktur kompozytowych, koncentrujące się na wykorzystaniu algorytmów genetycznych. Prace badawcze obejmowały optymalizację sekwencji układania w lekkie struktury kompozytowe, które wykorzystują wielozadaniowe algorytmy ewolucyjne. W ramach optymalizacji z powodzeniem włączono standardy projektowania inżynierskiego mające zastosowanie do projektowania sekwencji układania w stosy jako ograniczenia lub cele dodatkowe. Dodatkowo stworzono nową technikę inicjacji opartą na rzeczywistych aplikacjach, aby usprawnić proces optymalizacji. Procedura optymalizacji została zilustrowana na rys.4



Rysunek 4. Wielozadaniowa strategia optymalizacji

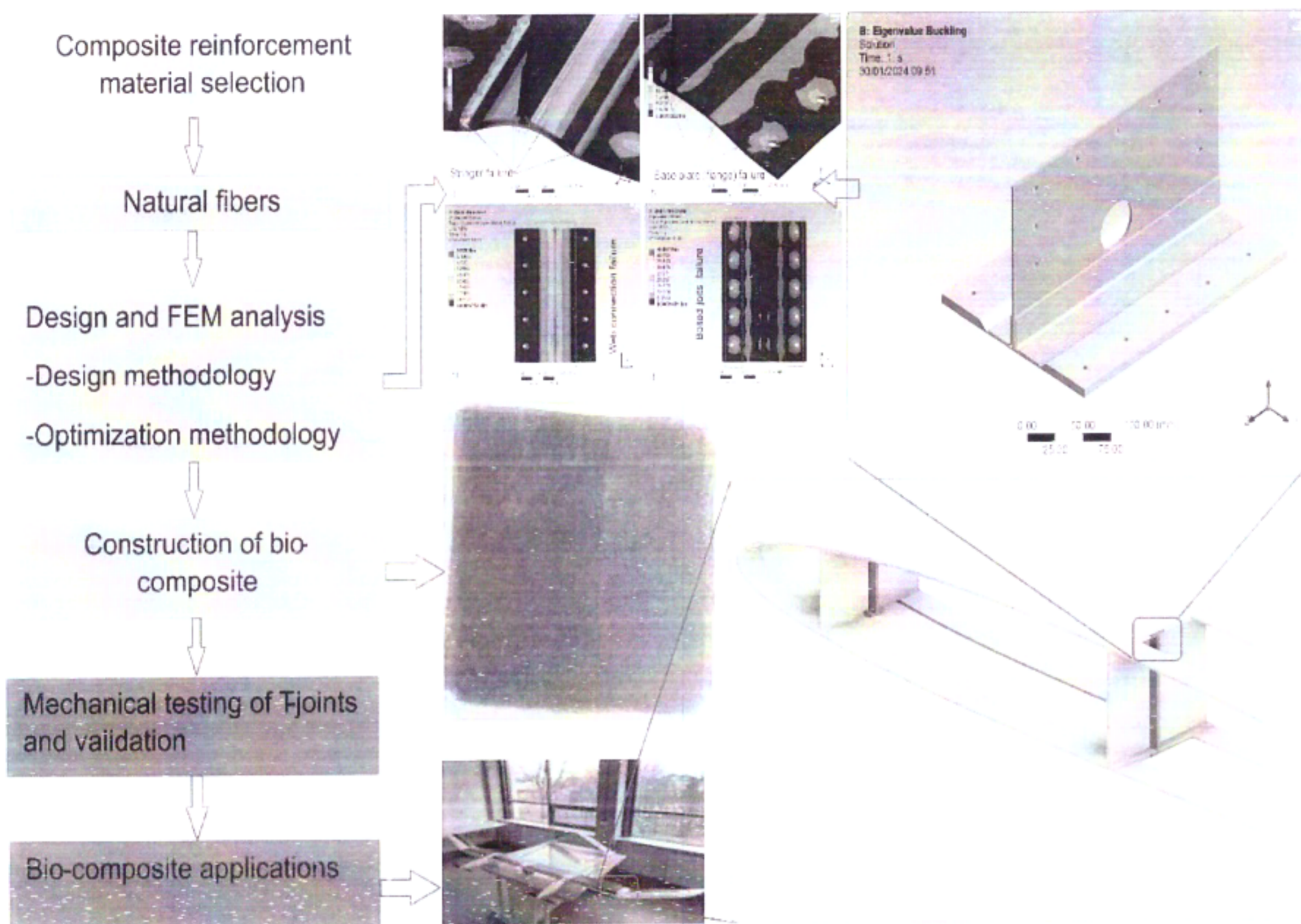
3.3 Projektowanie i analiza konstrukcji warstwowych

Badanie to ma na celu zaprojektowanie i analizę kompozytowych struktur warstwowych w celu optymalizacji masy materiału przy jednoczesnym zwiększeniu wytrzymałości materiału w celu zmniejszenia obciążeń aerodynamicznych. Badania polegają na analizie stabilności materiału i właściwości mechanicznych w celu opracowania cienkościennych materiałów kompozytowych. Ponieważ tryby uszkodzeń materiałowych występują podczas obciążeń operacyjnych, w tym odklejanie na styku rdzenia, uszkodzenie wgniecenia pod obciążeniami skoncentrowanymi, uszkodzenia materiału rdzenia, marszczenie przy ściskaniu nad powierzchnią rdzenia i globalne wyboczenie, kluczowe jest rozwiązanie tych problemów. W tym celu materiały rdzeniowe są analizowane wraz z materiałami powłokowymi za pomocą modeli w skali, a następnie tworzone są modele CAD z różnymi parametrami geometrycznymi analizowanymi w ANSYS. Wyniki symulacji są porównywane z wynikami z wielu modeli i właściwości mechanicznych w celu określenia najbardziej efektywnego podejścia do zapewnienia stabilności materiału. Jako materiał rdzeniowy zaproponowano nowatorski materiał falisty, z warstwami utworzonymi z włókien epoksydowo-węglowych UD i włókien szklano-epoksydowych planowanych dla skóry. To połączenie materiałów w różnych proporcjach ma na celu rozwiązanie wyżej wymienionych problemów i uzyskanie lekkiego i wytrzymałego przygotowania materiału. Strukturę warstwową Noval przedstawiono na rys.5.



Rysunek 5. Nowatorski schemat ideowy struktury warstwowej.

3.4 Projektowanie i optymalizacja kompozytowych łączników wieloteowych typu "te"

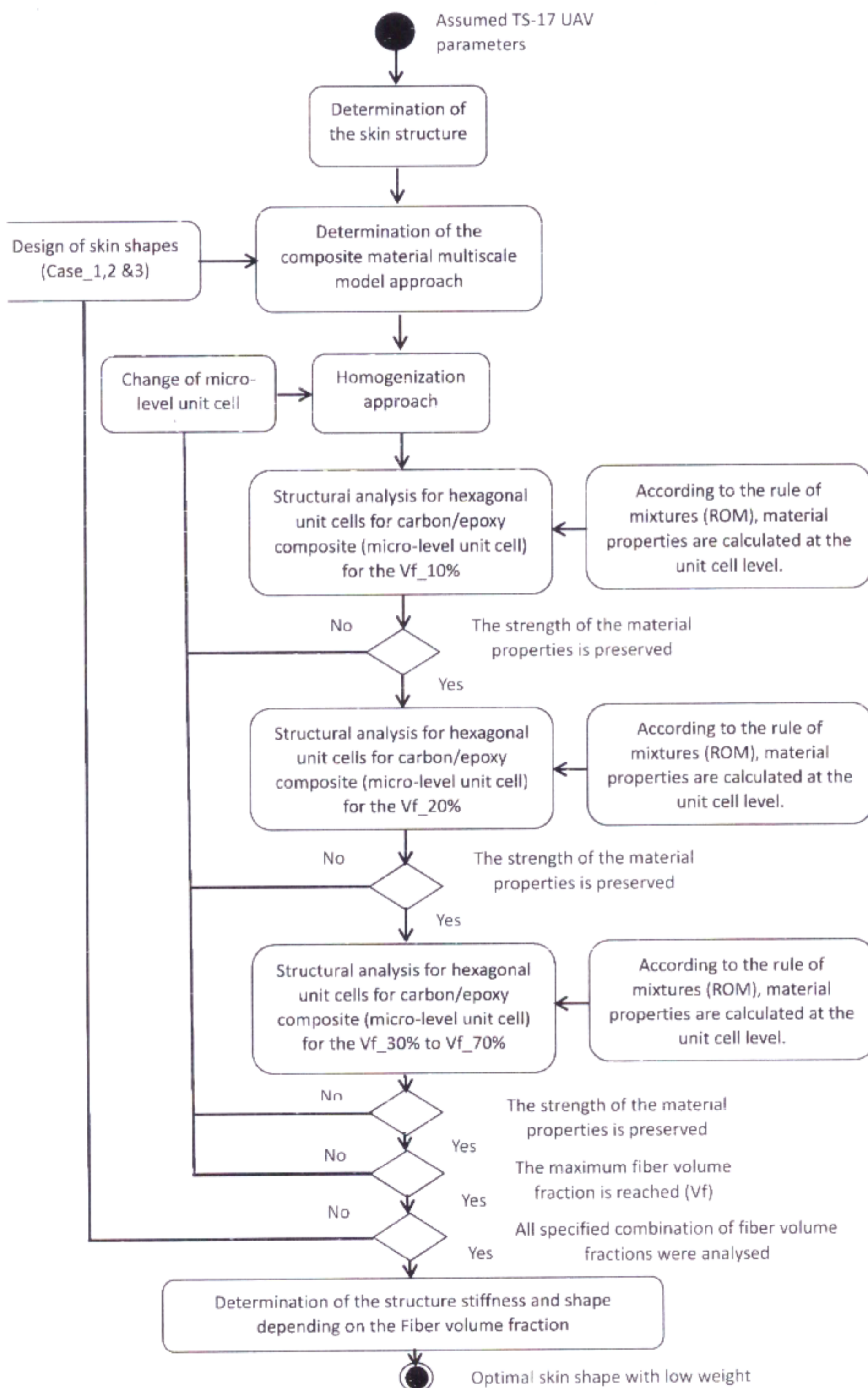


Rysunek 6. Układ przepływu procesu dla trójnika warstwowego.

W mniejszych firmach, które opracowują i produkują pojedyncze serie nowoczesnych ultralekkich bezzałogowych statków powietrznych (UAV), proces projektowania zazwyczaj rozpoczyna się od ręcznych obliczeń. Chociaż obliczenia te są poparte normami i wytycznymi, często projektowane samoloty nie są zgodne z tymi specyfikacjami. Dodatkowo nieprzewidywalne siły aerodynamiczne działające na skrzydła oraz zastosowanie kompozytów o strukturze warstwowej, które odkształcają się nieliniowo, komplikują proces projektowania. To sprawia, że wprowadzenie Metody Elementów Skończonych w połączeniu ze schematem optymalizacji jest szczególnie korzystne. Jest to szczególnie ważne w przypadku ultralekkich konstrukcji, takich jak rodzina bezzałogowych statków powietrznych High-Altitude Long Endurance Twin Stratos (HALE UAV TS), która obejmuje TS12 i TS17, opracowana przez konsorcjum naukowo-techniczne. Mitologia optymalizacji została przedstawiona na rys. 7.

W związku z tym dominuje żywica, co skutkuje zmniejszeniem wytrzymałości międzywarstwowej. W związku z tym wytrzymałość poszczególnych laminatów znacznie ogranicza wytrzymałość połączeń T w kierunku zewnętrznym. Gdy siła jest przyłożona w kierunku prostopadłym do płaszczyzny, powoduje to wiele rodzajów naprężeń, w tym międzywarstwowe naprężenia normalne (σ_z), międzywarstwowe naprężenia ścinające (τ_{yz} i τ_{xz}) oraz naprężenia w płaszczyźnie (σ_y). Wszystkie te czynniki przyczyniają się do uszkodzenia przegubów teowych.

3.5 Optymalizacja kompozytowej konstrukcji warstwowej dla bezzałogowego statku powietrznego TS-17



Konstrukcje płatowca składają się z podstawowych elementów, które są ze sobą połączone, tworząc kanał do przenoszenia obciążeń. Połączenia służą jako potencjalne obszary podatności i odgrywają kluczową rolę w określaniu ogólnej wydajności struktury kompozytowej. Znaczenie trójkątów w skrzydłach samolotów wykonanych z materiałów kompozytowych polega na ich złożonej geometrii i kluczowe funkcji w utrzymaniu ogólnej integralności strukturalnej. Połączenia te wielokrotnie ulegają uszkodzeniu z powodu poprzecznych naprężeń normalnych ścinających. Wynika to głównie z braku jakichkolwiek wzmocnionych włókien, które

		Grubość	Kanał IRF	Deformacja	Stres	Naprężać	Ściskanie stress_X	stress_Y ściskający	Ściskanie stress_Z	Ciężar
Case	Obciążenie ściskające	0.4	0.058	0.054	11.709	0	-4.41E-08	-9.414	0	6.89E-03
Case_2_ Wyniki		1	0.156	0.0452	18.854	0.175	11.757	0.446	11.757	1.40E-02
		2	0.263	0.06	41.287	0.0874	17.633	1.119	20.481	1.42E-02
		3	0.27	0.068	41.318	0.057	16.768	1.642	20.876	1.45E-02
Case_3_ Wyniki		0	0.462	0.144	79.479	0.053	35.312	20.921	62.967	2.02E-02
		1	0.495	0.125	59.391	0.044	32.938	22.216	53.515	2.03E-02
		2	0.653	0.1	59.902	0.046	30.941	20.563	57.009	2.06E-02
		3	0.729	0.084	72.339	0.046	29.437	28.914	62.653	2.09E-02

Tabela.1 Case_1,2 i 3 Wynik analizy MES testu ściskania

Porównanie między strukturą warstwową a strukturą warstwową z usztywnieniami w kształcie kapelusza kilka czynników.

- ✦ **Zachowanie konstrukcyjne:** Przypadek 2 (struktura warstwową) generalnie wykazuje bardziej przewidywalne i spójne reakcje mechaniczne wraz ze wzrostem grubości zarówno pod obciążeniami ściskającymi, jak i ścinającymi.
- ✦ **Rozkład naprężeń:** Przypadek 3 (rdzeń warstwową z usztywnieniem w kształcie kapelusza) pokazuje bardziej zróżnicowane rozkłady naprężeń wraz z grubością, prawdopodobnie ze względu na obecność usztywnień wpływających na rozkład obciążenia.

Tabela.2 Case_1,2 i 3 Wyniki analizy MES próby ścinania

		Grubość	Kanał IRF	Deformacja	Stres	Naprężać	Shear_XY	Shear_XZ	Shear_YZ	Ciężar
Case_1_ Wyniki	Obciążenie ścinające	0.4	0.423	0.081	98.53	0.005	20.969	4.91E-26	1.85E-15	6.89E-03
Case_2_ Wyniki		1	0.83	0.307	296.16	0.236	8.678	134.67	4.538	1.40E-02
		2	0.621	0.119	215.75	0.132	5.176	97.917	2.572	1.42E-02
		3	0.655	0.116	200.35	0.1	3.805	90.958	1.899	1.45E-02
Case_3_ Wyniki		0	0.838	0.243	289.29	0.01	0.365	130.88	29.565	2.02E-02
		1	3.368	0.543	756.62	0.103	3.87	131.61	343.84	2.03E-02
		2	2.668	0.462	694.75	0.087	2.793	121.14	314.53	2.06E-02
		3	2.285	0.324	639.35	0.087	2.408	110.45	289.52	2.09E-02

3.6 Wytwarzanie biokompozytów i walidacja

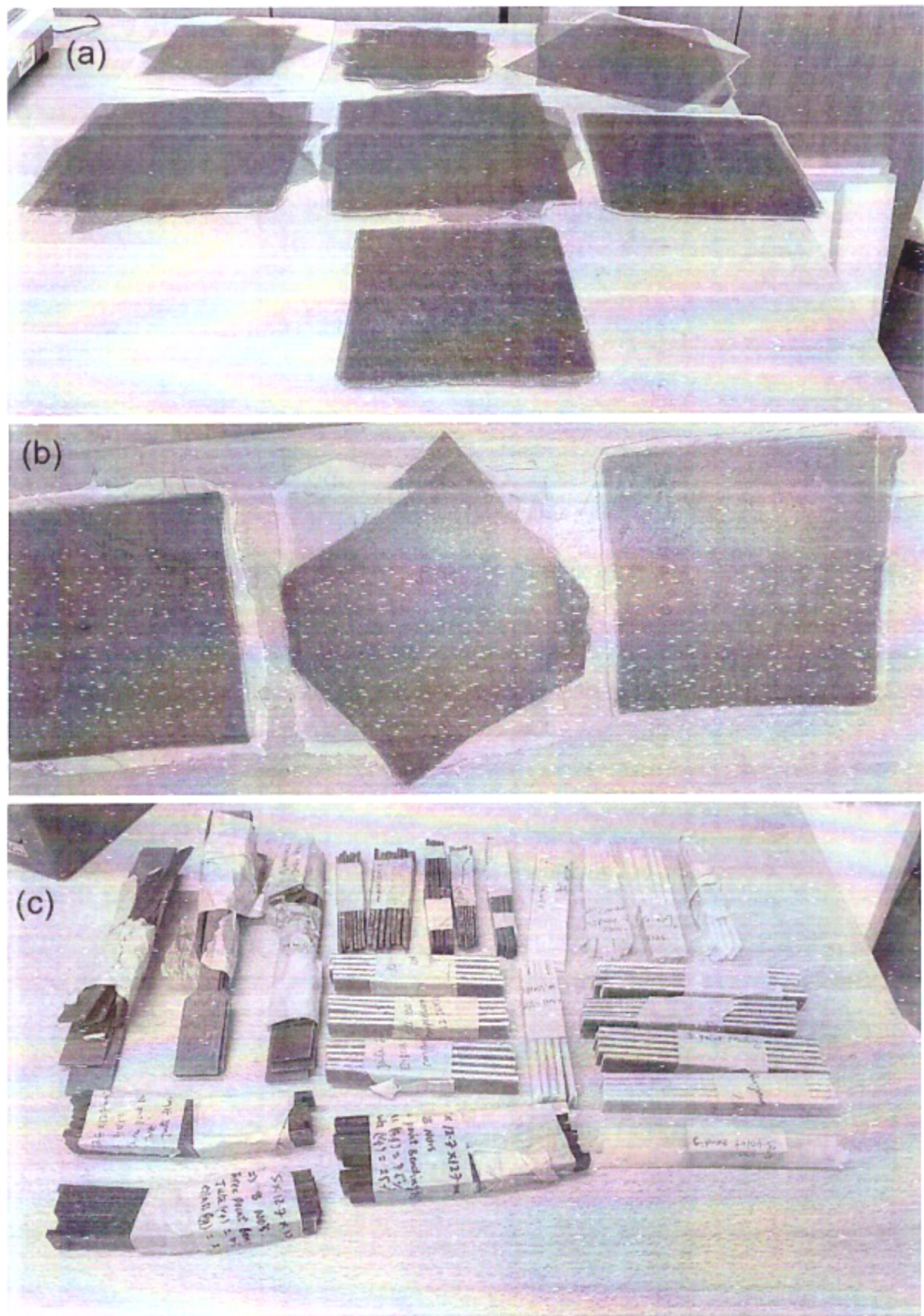
Obecne badania koncentrują się na przeprowadzaniu różnych testów mających na celu ocenę właściwości mechanicznych kompozytów biokompozytowych i hybrydowych. Badania polegają na wytwarzaniu różnych konfiguracji laminatów kompozytowych i struktur warstwowych. Proces wytwarzania laminatów kompozytowych rozpoczyna się od użycia kwadratowej płyty drewnianej o wymiarach 600x600x10 mm jako formy. W badaniach wykorzystano technikę pakowania próżniowego do wytwarzania struktur kompozytowych. Techniki pakowania próżniowego są szeroko stosowane w wytwarzaniu struktur kompozytowych ze względu na ich zdolność do poprawy właściwości mechanicznych i zapobiegania wadom konstrukcyjnym. Na początku forma jest czyszczona, a następnie nakładana jest warstwa wosku jako środek antyadhezyjny. Po nałożeniu wosku formę pozostawia się na 30 minut, aby mokra powierzchnia wyschła. Wzmocnienia są przycinane

zgodnie z normami ASTM, a cienka warstwa żywicy, zmieszana z utwardzaczem 100:27% (bio-żywica), jest nakładana na formę za pomocą płaskiej szczotki. Masa biożywicy jest określana na podstawie masy włókien, która jest mierzona za pomocą skalibrowanej wagi cyfrowej. Następnie kolejne warstwy zbrojenia są impregnowane biożywicą za pomocą pędzla z wałkiem. Proces ten pomaga zagęścić warstwy i usunąć wszelkie pęcherzyki powietrza. Po ułożeniu warstw w oparciu o sekwencję układania w stosy i orientację warstwy, na połączone powierzchnie laminowane nakładana jest warstwa peel. Następnie nakładana jest cienka warstwa folii antyadhezyjnej, aby zapewnić równomierny przepływ biożywicy przez zbrojenie. Jako kolejną warstwę nakłada się ściereczkę odpowietrzającą, a następnie uszczelnia folię do pakowania próżniowego za pomocą uszczelnacza do worków próżniowych. Forma jest następnie podłączana do pompy próżniowej, która działa przez około 8 godzin w celu utwardzenia laminatów. Wreszcie, po 24-godzinnym okresie utwardzania, laminat jest wyjmowany z formy.

Tabela 3. Opis aktualnej metodologii projektowania projektów badawczych dla laminatu

Rodzaje testów	Rodzaje laminatu	Liczba warstw	Sekwencja układania w stos	Oznaczenie
Test ściskania	Kompozyt biologiczny	6	[0-90°/0-90°/±45/±45/0-90°/0-90°] S	J/J/J/J/J/J
	Hybrydowy (juta-75%)	8	[0-90°/0-90°/0-90°/±45/±45/0-90°/0-90°/0-90°] S	G/J/J/J/J/J/J/J/G
	Hybrydowy (juta-25%)	8	[0-90°/0-90°/0-90°/±45/±45/0-90°/0-90°/0-90°] S	G/G/G/J/J/J/G/G/G
	Kompozyt syntetyczny	10	[0-90°/0-90°/0-90°/±45/±45/±45/±45/0-90°/0-90°/0-90°] S	G/G/G/G/G/G/G/G/G/G/G
Próba rozciągania	Kompozyt biologiczny	6	[0-90°/0-90°/±45/±45/0-90°/0-90°] S	J/J/J/J/J/J
	Hybrydowy (juta-75%)	8	[0-90°/0-90°/0-90°/±45/±45/0-90°/0-90°/0-90°] S	G/J/J/J/J/J/J/J/G
	Hybrydowy (juta-25%)	8	[0-90°/0-90°/0-90°/±45/±45/0-90°/0-90°/0-90°] S	G/G/G/J/J/J/G/G/G
	Kompozyt syntetyczny	10	[0-90°/0-90°/0-90°/±45/±45/±45/±45/0-90°/0-90°/0-90°] S	G/G/G/G/G/G/G/G/G/G/G
Próba zginania	Kompozyt biologiczny	8	[0-90°/0-90°/0-90°/±45/±45/±45/±45/0-90°/0-90°] S	J/J/J/J/J/J/J/J
	Hybrydowy (juta-75%)	10	[0-90°/0-90°/0-90°/±45/±45/±45/±45/0-90°/0-90°/0-90°] S	G/J/J/J/J/J/J/J/J/G
	Hybrydowy (juta-25%)	18	[0-90°/0-90°/0-90°/0-90°/0-90°/±45/±45/±45/±45/±45/±45/±45/±45/0-90°/0-90°/0-90°/0-90°/0-90°] S	G/G/G/G/G/G/G/G/J/J/J/G/G/G/G/G/G/G/G

Kompozyt syntetyczny	14	[0-90°/0-90°/0-90°/0-90°/±45°/±45°/±45°/±45°/±45°/±45°/0-90°/0-90°/0-90°/] S	G/G/G/G/G/G/G/G/G/G/G/G/G/G/G/G/G/G/G
----------------------	----	--	---------------------------------------



Rysunek 8. Biokompozyty (a) Laminaty, (b) Struktury warstwowe o różnych konfiguracjach oraz (c) Próbkki testowane zgodnie z normami ASTM.

4. Konkluzja

- Wyniki przedstawione w niniejszej rozprawie doktorskiej potwierdzają hipotezę postawioną w niniejszym badaniu. Przydatność zoptymalizowanej ultralekkiej konstrukcji do tworzenia lekkich UAV została potwierdzona, podkreślając jej ekologiczne i biodegradowalne właściwości. Podczas tych badań doktoranckich uzyskano wyniki metodycznie obejmujące podejścia optymalizacyjne, analizę Ansys, procesy produkcyjne i procedury badań laboratoryjnych.
- **Studium przypadku _1:** Wyniki tego badania można porównać z wcześniejszymi badaniami i zaleca się zbadanie zmian w kształtach geometrycznych, orientacjach włókien i sekwencjach układania warstw w celu złagodzenia uszkodzeń strukturalnych w połączeniach T, szczególnie na styku podłużnicy, płyty podstawy i środka.
- **Studium przypadku _2 (Approach_1):** Odkrycia mają znaczące konsekwencje dla rozwoju i ulepszania naturalnych materiałów kompozytowych w zastosowaniach inżynierskich. Wyniki tego badania wskazują, że struktura warstwowa doświadcza naprężeń ścinających 28,889 MPa i naprężeń von Misesa 57,754 MPa, które są wyższe niż te obserwowane w przypadkach obliczeniowych 1 i 2. Ponadto przypadek konstrukcyjny 3 jest uważany za odpowiedni do zastosowań w lotnictwie i kosmonautyce. Dalsze badania i testy mogą być konieczne w celu uwierzytelnienia i poprawy wyników tego badania
- **Studium przypadku _2 (Approach_3):** Strukturalne testy statyczne przeprowadzono przy użyciu Ansys, a w ramach tych badań przeanalizowano cztery laminaty o różnych konfiguracjach. Największe naprężenia zaobserwowano w laminate_1, natomiast minimalne odkształcenia odnotowano w laminate_4. Laminate_2 wykazały się najlepszymi wynikami w porównaniu ze wszystkimi ocenianymi laminatami. Wyniki tych symulacji są obiecujące dla przyszłych zastosowań w projektowaniu skrzydeł UAV.
- **Przypadek study_3:** Porównanie struktury warstwowej i struktury warstwowej z usztywnieniami w kształcie kapelusza i kilkoma czynnikami.

- **Zachowanie konstrukcyjne:** Przypadek 2 (struktura warstwowa) generalnie wykazuje bardziej przewidywalne i spójne reakcje mechaniczne wraz ze wzrostem grubości zarówno pod obciążeniami ściskającymi, jak i ścinającymi.
- **Rozkład naprężeń:** Przypadek 3 (rdzeń warstwowy z usztywnieniem w kształcie kapelusza) pokazuje bardziej zróżnicowane rozkłady naprężeń wraz z grubością, prawdopodobnie ze względu na obecność usztywnień wpływających na rozkład obciążenia.
- Patrząc w przyszłość, zoptymalizowana metodologia jest obiecująca w produkcji konstrukcji UAV. W szczególności kompozyty hybrydowe mogą być wykorzystywane w konstrukcji skrzydeł, podczas gdy biokompozyty nadają się do elementów kadłuba. Jednak w ramach tych badań zbadano biokompozyty do zastosowania we wszystkich częściach UAV. Badanie to ma potencjał, aby stać się katalizatorem znaczących postępów zarówno w przemyśle motoryzacyjnym, jak i lotniczym. Konieczne są dalsze badania, aby przenieść te prace do zastosowań w świecie rzeczywistym, w tym do produkcji i testów w locie.

5. Literatura

- [1] Jones RM. *Mechanika materiałów kompozytowych*. 2nd edn., Materials Science and Engineering Series, Taylor & Francis Group, 1999.
- [2] Kassapoglou C. *Projektowanie i analiza konstrukcji kompozytowych: z zastosowaniami w konstrukcjach lotniczych*. Seria lotnicza, Wiley, 2011.
- [3] B. C. Hoskina. *Materiały kompozytowe do konstrukcji lotniczych*. B. C. Hoskin, Ed i A. A. Baker, Ed, Nowy Jork, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1986, 245, 1986.
- [4] R. M. Jonesa. *Mechanika materiałów kompozytowych*. Wydawnictwo CRC, 1998.
- [5] R. Kumpati, W. Skarka, S.K. Ontipuli, Aktualne trendy w integracji metod badań nieniszczących do badań materiałów inżynierskich, *Sensors* 21 (2021) 6175. <https://doi.org/10.3390/s21186175>
- [6] Kumpati, R.; Skarka, W.; Skarka, M. Oparta na Ansys ocena kompozytów wzmocnianych włóknami naturalnymi i hybrydowymi. *Zrównoważony rozwój* 2022, 14, 15992. <https://doi.org/10.3390/su142315992>

- [7] Ramesh Kumpati, Wojciech Skarka, Anna Dolata, Maciej Dyzia, Michał Skarka, Kamil Zenowicz, Zwiększenie stabilności kompozytowego materiału warstwowego do panelu skrzydłowego bezzałogowego statku powietrznego. MECHANIKA I MATERIAŁY W TEORII PROJEKTOWANIA - Międzynarodowa konferencja M2D2022, Funchal/Portugalia, Eksperymenty i zastosowania w inżynierii-2022, Materiały M2D2022 - 9. Międzynarodowa konferencja mechaniki i materiałów w projektowaniu Funchal/Portugalia 26-30 czerwca 2022, redakcja J.F. Silva Gomes i S.A. Meguid, s.127-136 https://paginas.fe.up.pt/~m2d/proceedings_m2d2022/
- [8] Kumpati, R.; Skarka, W.; Skarka, M.; Brojan, M. Ulepszona optymalizacja laminatów kompozytowych: wielozadaniowe algorytmy genetyczne z ulepszonymi sekwencjami układania warstw. *Materiały* 2024, 17, 887. <https://doi.org/10.3390/ma17040887>.
- [9] Wojciech Skarka, Ramesh Kumpati, Michał Skarka, Analiza uszkodzeń kompozytowego dźwigara konstrukcyjnego i połączeń żebrów-skorńskich, *Procedia Integralność Strukturalna*, tom 54, 2024, strony 490-497, ISSN 2452-3216, <https://doi.org/10.1016/j.prostr.2024.01.111>.
- [10] Ramesh Kumpati, Wojciech Skarka, Michał Skarka, Optymalizacja konstrukcji i analiza uszkodzeń naturalnych kompozytowych połączeń wieloteowych w warunkach obciążenia ciągnącego, *Inżynierska Analiza Uszkodzeń*, Tom 164, 2024, 108672, ISSN 1350-6307, <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2024.108672>.