

Kierunek: Inżynieria Mechaniczna

Zakres kształcenia: Nauki Inżynieryjno-Techniczne

ROZPRAWA DOKTORSKA

**WPLYW MODYFIKACJI OSNOWY NA WYBRANE
WŁAŚCIWOŚCI MECHANICZNE POLIMEROWYCH
KOMPOZYTÓW WARSTWOWYCH PRZEZNACZONYCH
DO BUDOWY ELEMENTÓW BEZZAŁOGOWYCH
STATKÓW POWIETRZNYCH.**

Wykonał:
mgr inż. Martyna Roszowska-
Jarosz

nr albumu 231

Promotor:
dr hab. inż. Marcin Kostrzewa
prof. URad.

Promotor pomocniczy:
dr inż. Wojciech Kucharczyk

DEDYKACJA

Dedykuję tę pracę mojej ukochanej córce, która jest moja największą inspiracją i źródłem radości. Niech ta rozprawa będzie dowodem mojej miłości i wdzięczności za wszystko, co dla mnie znaczy.

Marcelince Mama

PODZIĘKOWANIA

Promotorowi Panu profesorowi Marcinie Kostrzewie pragnę złożyć najszczerze podziękowania za cenne uwagi, wyrozumiałość oraz cierpliwość w trakcie pisania niniejszej rozprawy. Doktorowi Wojciechowi Kucharczykowi za wsparcie i pomoc przy rozwiązywaniu zagadnień organizacyjnych. Doktorowi Pawłowi Przybyłkowi za bezinteresowną pomoc na każdym etapie mojej pracy i motywację do działania. Magister Joannie Masiewicz za wymarzoną współpracę w realizacji wspólnych celów. Ponadto, chciałabym podziękować wszystkim osobom, które wsparły mnie podczas realizacji niniejszej pracy.

STRESZCZENIE

Bezzałogowe urządzenia latające konstruowane były już ponad pół wieku temu, jednak dopiero obecnie nastąpił gwałtowny rozwój tego segmentu lotnictwa. Oczekuje się, że bezzałogowe systemy powietrzne, przekształcą lotnictwo, a tym samym przyniosą znaczne korzyści gospodarcze, społeczne i rozwojowe. Szeroki wachlarz zastosowania bezzałogowych statków powietrznych (BSP) czynią ten sektor bardzo rozwojowym. Oszczędność energii lub zmniejszenie jej zużycia jest jednym z głównych celów dzisiejszej inżynierii. Ten nurt doskonale wpisuje się podczas produkcji BSP gdzie każdy dodatkowy kilogram jest istotny.

W pracy przedstawiono zaprojektowanie, wytwarzanie i ocenę właściwości wytrzymałościowych nowego, lekkiego i energochłonnego kompozytu warstwowego, który będzie mógł stanowić alternatywę dla obecnie stosowanych materiałów w produkcji BSP. W pierwszym etapie dobrano i zweryfikowano komponenty konstytuujące kompozyt w celu otrzymania jak najlepszych parametrów wytrzymałościowych, z uwzględnieniem niskiej gęstości materiału. Następnie wytworzono kompozyt warstwowy i zbadano jego właściwości mechaniczne. Ostatecznym etapem było wytypowanie najlepszego kompozytu do zastosowania w BSP.

Wytworzone kompozyty warstwowe składały się z rdzeni zbudowanych z warstw spienionego polichlorku winylu (PVC) oraz warstw okładzinowych ze wzmocnieniem z tkaniny aramidowej połączonych lepiszczem międzywarstwowym z żywicy epoksydowej zmodyfikowanej poliuretanem (PU).

Dobór komponentów odbywał się na podstawie opracowanego planu eksperymentu. Dodatkowo wykonano szereg badań wstępnych dzięki temu udało się wytypować składowe kompozytu warstwowego najbardziej odpowiadające założonym celom. Nowością wytworzonego kompozytu jest modyfikacja żywicy epoksydowej polimerem zdolnym do tworzenia sieci przestrzennych (ang.: interpenetrating polymer network – IPN).

Zbadano wpływ modyfikacji żywicy epoksydowej (Epidian 5) poliuretanem (Desmocap 12), na właściwości wytrzymałościowe m.in. wartość: udarności, krytycznego współczynnika intensywności naprężeń, energii kruchego pęknięcia, naprężenia i odkształcenia przy zerwaniu, oraz energii zerwania. Na podstawie tych badań stwierdzono, że najlepsze właściwości wykazuje kompozyt z 5 i 10% zawartością poliuretanu.

Główny obszar działań opierał się na wytworzeniu kompozytu warstwowego i oznaczeniu jego parametrów technicznych /użytkowych/wytrzymałościowych. Kompozyt warstwowy

składał się z 4 warstw tkaniny aramidowej przesyconej żywicą epoksydową zmodyfikowaną dodatkiem poliuretanu przełożonych 3 warstwami pianki PVC. W celu scharakteryzowania wytrzymałości wytworzonych kompozytów warstwowych przeprowadzono badania uderzenia z małą prędkością. Miejsce uderzenia zwizualizowano za pomocą profilometru i scharakteryzowano tryby uszkodzenia kompozytu. W celu weryfikacji przydatności otrzymanych kompozytów jako elementów BSP oznaczono również wybrane parametry takie jak: udarność metodą Charpy’ego, wytrzymałość na 3-punktowe zginanie i DMA.

SUMMARY

Unmanned Aerial Vehicle (UVA) have been constructed for more than half a century, but it is only now that this segment of aviation has grown rapidly. UVA are expected to transform aviation. They will bring significant economic, social and developmental benefits. The wide range of applications of UVA make this sector very developmental. Saving energy or reducing its consumption is one of the main goals of today's engineering. This trend fits perfectly during the production of UVA where every extra kilogram is important.

This paper presents the design, fabrication, and evaluation of the strength properties of a new lightweight and energy-intensive sandwich composite. The composite will be an alternative to current materials in UVA manufacturing. In the first stage, the components constituting the composite were selected and verified. Attention was paid to obtaining the best possible strength parameters, considering the low density of the material. The layered composite was then produced, and its mechanical properties were studied. The last step was to select the best composite for use in UVA.

The fabricated sandwich composites consisted of cores made up of layers of foamed polyvinyl chloride (PVC) and layers with aramid fabric reinforcement connected by a polyurethane (PU) modified epoxy resin interlayer binder.

The selection of components was based on the developed experimental plan. Preliminary tests were performed, and the composite was determined. The novelty of the composite produced is the modification of the epoxy resin with a polymer capable of forming an interpenetrating polymer network (IPN).

The effect of modification of the epoxy resin (Epidian 5) with polyurethane (Desmocap 12), on the strength properties, such as the value of: impact strength, critical stress intensity factor, fracture energy, stress and strain at break, and rupture energy, was studied. Based on these studies, it was concluded that the composite with 5 and 10% polyurethane content showed the best properties.

The main area of activity was based on the manufacture of the sandwich composite and the determination of its technical/utility/strength parameters. The layered composite consisted of four layers of aramid fabric saturated with epoxy resin modified with the addition of polyurethane interleaved with 3 layers of PVC foam. To characterize the strength of the fabricated layered composites, low-speed impact tests were conducted. The place of impact was visualized using a profilometer and the failure modes of the composite were characterized. To verify the suitability of the obtained composites as BSP components,

selected parameters such as Charpy impact strength, 3-point bending strength and DMA were also determined.

SPIS TREŚCI

WYKAZ SKRÓTÓW	13
WSTĘP	14
1. WPROWADZENIE	15
2. KOMPOZYTY WARSTWOWE	26
2.1. Eksploatacja i wady kompozytów warstwowych	29
2.2. Energochłonność materiałów kompozytowych	31
2.3. Możliwości aplikacyjne kompozytów warstwowych	35
2.3.1. Kompozyty warstwowe w motoryzacji	35
2.3.2. Kompozyty warstwowe w przemyśle morskim	38
2.3.3. Kompozyty warstwowe w lotnictwie	39
2.4. Podsumowanie	44
3. BEZZAŁOGOWE STATKI POWIETRZNE	45
4. DOBÓR KOMPONENTÓW	49
4.1. Metody wytwarzania	53
5. BADANIA KOMPOZYTÓW WARSTWOWYCH – PRZEGLĄD LITERATURY	55
5.1. Wytrzymałość na zginanie	56
5.2. Wytrzymałość na ścinanie	64
5.3. Odporność na uderzenia	67
5.4. Stopnie wytrzymałości mechanicznej IK	77
5.5. Badania kompozytów warstwowych w zastosowaniu BSP	79
5.6. Podsumowanie	85
6. CELE PRACY	87
7. PROGRAM BADAŃ DOŚWIADCZALNYCH MATERIAŁÓW WARSTWOWYCH	88
7.1. Algorytm programu badań doświadczalnych	88
7.2. Charakterystyka składników do wytworzenia epoksydowego kompozytu warstwowego	89
8. OPISY BADAŃ	96
8.1. Gęstość	96
8.2. DMA	96
8.3. Lepkość	97
8.4. Udarność	97
8.5. Odporność na trójpunktowe zginanie	103
8.6. Odporność na propagację pęknięć (KC)	105
8.7. Wytrzymałość na ścinanie	106

9. CZĘŚĆ DOŚWIADCZALNA	108
9.1. Wyznaczenie optymalnej zawartości poliuretanu	109
9.1.1. Metodyka badań.....	109
9.1.2. Analiza wyników	112
9.2. Przygotowanie i ocena właściwości kompozytów warstwowych	116
9.2.1. Metodyka badań.....	119
9.2.2. Analiza wyników	124
9.2.3. Porównanie wytworzonych kompozytów z komercyjnie stosowanymi materiałami do produkcji BSP	147
10. ANALIZA STATYSTYCZNA	153
10.1. Plan badań doświadczalnych	153
10.2. Analiza statystyczna wyników badań.....	155
WNIOSKI KOŃCOWE	159
LITERATURA.....	163
Spis tabel	183
Spis rysunków	185
Spis wykresów	189

WYKAZ SKRÓTÓW

BSP- Bezzałogowy System Powietrzny

PVC- polichlorek winylu

PU- poliuretan

EP- żywica epoksydowa

IPN- Interpenetrating Polymer Network

DMA- dynamiczna analiza mechaniczna

WEA- względna energia absorpcji

SEA- absorpcja energii właściwej

EA- zdolność do absorpcji energii

EAMS- (ang. energy absorbing metal structures) metaliczne struktury pochłaniające energię

EACS- (ang. energy absorbing composite structures) kompozytowe struktury pochłaniające energię

KLFB- koreański autobus niskopodłogowy

DGEBA-eter diglicydylowy bisfenolu A

T_g- temperatura zeszklenia

RPAS-(ang. remotely piloted aircraft systems)

UVA- (ang. Unmanned Aerial Vehicle) bezzałogowy statek powietrzny)

UAS- (ang. Unmanned Aircraft Systems) bezzałogowy system powietrzny)

TEA - całkowita absorpcja energii

SEA - absorpcja energii właściwej

WSTĘP

W niniejszym opracowaniu przedstawiono:

- W rozdziale 1 i 2: wprowadzenie do zagadnienia kompozytów warstwowych, podstawowe pojęcia i dziedziny zastosowań materiałów warstwowych;
- W rozdziale 3: wprowadzenie oraz podstawowe pojęcia dotyczące Bezzałogowych Statków Powietrznych, ich podział ze względu na zastosowanie oraz materiały używane do produkcji BSP;
- W rozdziale 4: kryteria doboru materiałów i sposoby wytwarzania kompozytów;
- W rozdziale 5: przegląd stanu wiedzy na temat badań wykonywanych na kompozytach warstwowych i kompozytach stosowanych w BSP;
- W rozdziale 6: sprecyzowane cele pracy;
- W rozdziale 7: program badań doświadczalnych materiałów warstwowych, charakterystyka składników do wytworzenia warstwowego kompozytu;
- W rozdziale 8: opis przeprowadzonych badań;
- W rozdziale 9: część doświadczalna pracy która zawiera opis przygotowania próbek, wyznaczenie optymalnej zawartości poliuretanu, założenia i warunki badań wytrzymałościowych, wyniki badań kompozytów warstwowych;
- W rozdziale 10: analizę statystyczną;
- Wnioski końcowe: z przeprowadzonych badań i analizy ich wyników.

1. WPROWADZENIE

Kompozyty znane są ludzkości od tysięcy lat. Izraelici w XIII w. p.n.e. przy wznoszeniu swoich domów wykorzystywali bloki z mieszanki błotnej wzmocnionej słomą i końską sierścią, a Egipcjanie od 3600 lat p.n.e. stosowali sklejkę drewnianą. W średniowieczu wykonywano miecze i tarcze składające się z warstw różnych materiałów, aby zapewnić im jak największą trwałość i wytrzymałość. Współczesny rozwój materiałów kompozytowych zaczął się jednak dopiero po opanowaniu procesu produkcji żywic syntetycznych. Jednym z pierwszych kompozytów opartych na tych żywicach był bakelit, pierwszy przedstawiciel fenoplastów. Gwałtowny rozwój materiałów kompozytowych w trakcie i po II wojnie światowej był też związany z rosnącym zapotrzebowaniem przemysłu lotniczego, kosmicznego i motoryzacyjnego na lekkie i wytrzymałe materiały, którymi dałoby się zastąpić stal i inne metale.

Kompozyty są materiałami wykonanymi z co najmniej dwóch faz o różnych właściwościach, przy czym właściwości obu komponentów nie sumują się. W gotowej strukturze poszczególne elementy pozostają oddzielne, co odróżnia kompozyty od mieszanin i roztworów stałych. Podstawowymi zaletami materiałów kompozytowych są [1]:

- Możliwość zaprojektowania materiału o pożądanym właściwościach mechanicznych i wytrzymałościowych,
- Optymalne wykorzystanie właściwości poszczególnych składników poprzez odpowiednie dobranie ich ilości i ułożenia.

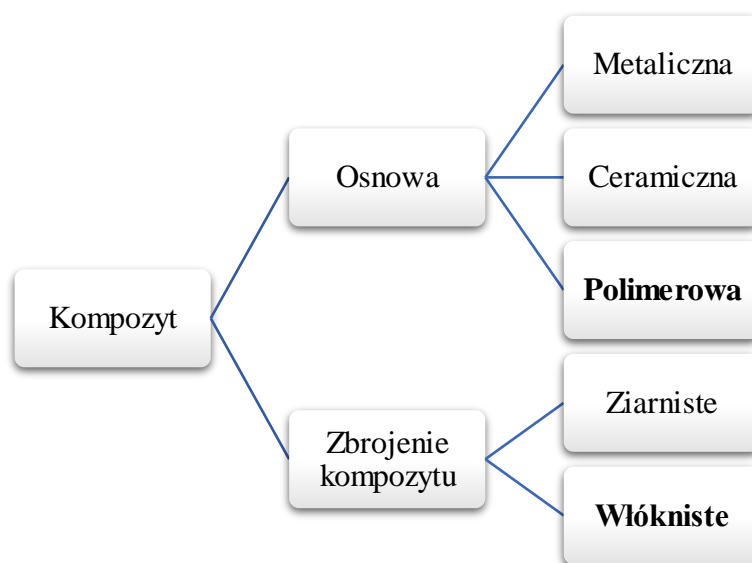
Właściwości kompozytów nie prezentują sumy czy średniej wartości poszczególnych jego składników, tylko są wypadkową właściwości i udziału objętościowego wszystkich faz składowych:

$$W_{komp} = (W_1V_1 + W_2V_2 + \dots + W_nV_n) \quad (1)$$

gdzie: W - właściwość,

V - udział objętościowy.

Na kompozyt składa się osnowa oraz wzmocnienie [2]. Osnowa jest ciągłym składnikiem struktury kompozytu, w którym rozmieszcza się elementy napełniacza. Stanowi ją jednolity materiał wypełniający przestrzeń między elementami wzmacniającymi, jednocześnie stanowiący dla nich spoinę. Wyróżniamy osnowy metaliczne, ceramiczne i polimerowe. Jej dodatkową rolą jest ochrona materiału przed czynnikami zewnętrznymi, przenoszenie na niego naprężeń zewnętrznych i nadawanie żądanego kształtu wytworzonej części. Stanowi ona zazwyczaj 10÷80% objętości kompozytu. Drugim z podstawowych składników kompozytu jest jego wzmocnienie, określane w literaturze zamiennie jako napełniacz czy faza rozproszona [3]. Jest ono elementem nośnym, odpowiadającym za ukształtowanie pozostałych jego właściwości [4]. W materiałach kompozytowych fazę zbrojącą stanowią cząsteczki bądź włókna. Komponenty stosowane do produkcji kompozytów zamieszczono na rysunku 1.



Rysunek 1. Surowce stosowane do produkcji kompozytów.

Istotą materiałów kompozytowych jest wytrzymałość i sztywność przy jednoczesnej niewielkiej wadze. Kompozyty stanowią kluczową kategorię materiałów dostępnych na rynku dla człowieka [5, 6]. Kompozyty oferują wiele zalet w porównaniu ze stopami metali. Mały ciężar właściwy, wysoka wytrzymałość mechaniczna, doskonałe właściwości zmęczeniowe i odporność na korozję to tylko nieliczne z zalet kompozytów. Klasyfikacja materiałów kompozytowych obejmuje głównie podział ze względu na ich budowę, wyróżniamy kompozyty ziarniste, włókniste i warstwowe (Rys. 2).



Rysunek 2. Klasyfikacja kompozytów ze względu na budowę.

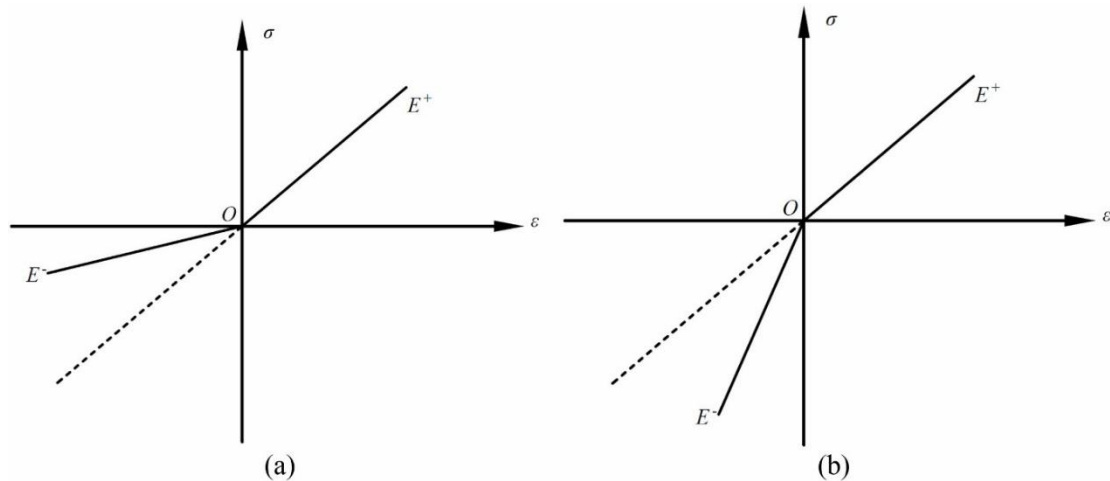
Celem konstrukcji kompozytowej jest zachowanie, a nawet zwiększenie funkcjonalności produktu przy jednoczesnym zmniejszeniu jego masy całkowitej. Istniejące metody zmniejszania masy obejmują zastosowanie materiałów o mniejszej gęstości np. pianek lub zmniejszenie objętości materiału poprzez zmniejszenie grubości ścianek w kluczowych elementach konstrukcyjnych.

Innym ważnym powodem stosowania materiałów kompozytowych jest to, że umożliwiają one tworzenie prostszych, wielofunkcyjnych struktur, co drastycznie zmniejsza liczbę części. Możliwe jest uzyskanie oszczędności masy i obniżenie kosztów produkcji części, przy jednoczesnym znacznym obniżeniu kosztów obsługi technicznej. Przykładem jest wprowadzenie łopat kompozytowych do helikopterów co pozwoliło na redukcję kosztów o 13%. Koszty eksploatacyjne są często niższe w przypadku konstrukcji kompozytowych ze względu na ich brak wrażliwości na korozję [7, 8].

W ostatnim czasie obserwuje się znaczny postęp w technologii kompozytów. Jednym z najciekawszych rozwijanych współcześnie materiałów konstrukcyjnych są kompozyty warstwowe. Kompozyty o konstrukcji przekładkowej były już produkowane dwa tysiące lat temu w Chinach. Były to struktury zbudowane z okładzin i lekkiego rdzenia papierowego. W czasach nowożytnych w okresie II Wojny Światowej, po raz pierwszy wykorzystano konstrukcje z rdzeniem w kształcie plastra miodu (ang. honeycomb), do budowy poszycia samolotów. Taki układ pozwolił zmniejszyć masę samolotów oraz ograniczyć zużycie paliwa. Od lat 50 ubiegłego wieku materiały te poddawano ciągłym udoskonaleniom technicznym, co pozwoliło tworzyć nowoczesne materiały, wykorzystywane dzisiaj powszechnie w przemyśle lotniczym.

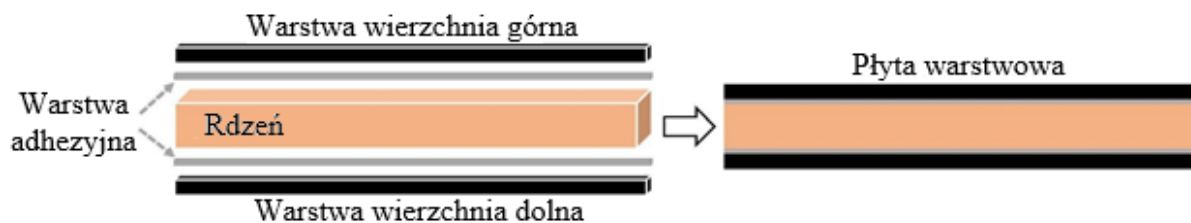
Kompozyt warstwowy to struktura składająca się z dwóch lub więcej różnych materiałów. Ze względu na efekt synergiczny między surowcami, materiały kompozytowe

przewyciężają wady pojedynczych elementów. Poszczególne składowe materiałów kompozytowych mają różne naprężenia rozciągające i ściskające przy takim samym obciążeniu- jest to cecha charakterystyczna materiałów dwumodułowych. Dwumodułowy model konstytutywny sprężystości służy do opisu relacji naprężenie-odkształcenie materiałów o różnych modułach rozciągania i ściskania. Prosty dwuliniowy izotropowy model konstytutywny pokazano na rysunku 3 [9, 10].



Rysunek 3. Zależność konstytutywna materiałów dwumodułowych [10].

Najprostszy kompozyt warstwowy składa się z 2 elementów: rdzenia i okładzin połączonych ze sobą warstwą adhezyjną. Może on występować również pod nazwą płyta warstwowa (rysunek 4). Najczęściej stosowanymi materiałami na okładziny są laminaty wykonane z tkanin (szklanych, węglowych, aramidowych) oraz żywic termoplastycznych lub termoutwardzalnych. Dużą popularnością cieszą się również blachy ze względu na ich korzystne właściwości mechaniczne i niską cenę, jednak ich wadą jest to, że zwiększają one masę całego kompozytu. [11, 12, 13]. Do najczęściej spotykanych materiałów rdzeniowych należą zarówno materiały naturalne, wśród których najpopularniejsze jest drewno balsa, jak i pianki syntetyczne, np. polimerowe, czy struktury imitujące konstrukcję plastra miodu. Te ostatnie mogą być wykonane z wielu rodzajów materiałów, ale najczęściej stosowane są metale, celuloza, kompozyty aramidowe oraz polimery [1]. Struktury typu plaster miodu są często stosowane w konstrukcjach nośnych, natomiast pianki są najlżejszymi i najtańszymi materiałami poprawiającymi znacznie udarność [14, 15]. Pomimo grubości rdzenia kompozyty wielowarstwowe są lekkie, sztywne i mają stosunkowo wysoką wytrzymałość na zginanie.



Rysunek 4. Schemat płyty warstwowej [16].

Współcześnie do produkcji elementów konstrukcyjnych z tworzyw sztucznych w przemyśle lotniczym oraz motoryzacyjnym stosuje się żywice polimerowe. Pełni ona rolę osnowy, stanowi powłokę ochronną, przejmuje część działających naprężeń i dzięki temu zapewnia dobrą wytrzymałość na ścinanie. W przypadku kontaktu z płomieniem nie może generować toksycznych spalin i powinna wykazywać właściwości samogasnące [17]. Jako osnowy najczęściej stosuje się żywice epoksydowe, winyloestrowe lub nienasycone żywice poliestrowe, które są tańsze i mają mniejszą lepkość niż epoksydy, charakteryzują się jednak gorszą wytrzymałością mechaniczną, chemiczną i termiczną oraz znacznie większym skurczem pierwotnym [17].

Żywice epoksydowe wiążą się z większością materiałów, m.in. z betonem, kamieniem, metalami, ceramiką i drewnem. Doskonała przyczepność żywic przekłada się na olbrzymie możliwości ich użycia. To materiały o niezwykle dużym potencjale przetwórczym. Utwardzona żywica jest nierozpuszczalnym i nietopliwym tworzywem. Dzięki temu uzyskujemy materiał o bardzo dobrych właściwościach mechanicznych i odporności [18]. Gotowy kompozyt na bazie żywicy epoksydowej odznacza się dobrymi właściwościami elektroizolacyjnymi, dobrą odpornością na korozję chemiczną, wysokim modułem, wysoką wytrzymałością właściwą, doskonałą stabilnością chemiczną i łatwością przetwarzania [19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28]. Wśród wielu zalet żywic epoksydowych można doszukać się jednak wad, które redukują możliwość ich zastosowania w wybranych gałęziach tj.: duża kruchość, względnie mała udarność [29, 30, 31, 32, 33]. W celu poprawy właściwości żywicy epoksydowej stosuje się różnego rodzaju modyfikatory [34, 35, 36, 37, 38].

Modyfikacja to proces polegający na zmianie właściwości fizykochemicznych związku wielkocząsteczkowego w celu polepszenia jego parametrów technicznych oraz właściwości. Wyróżniamy dwa rodzaje modyfikacji: fizyczną i chemiczną. Modyfikacja fizyczna (niekiedy zwana też mechaniczną) polega na dodaniu środków pomocniczych takich jak: plastyfikatory, napełniacze, itp., a także na działaniu na polimery czynnikami fizycznymi np. temperaturą lub promieniowaniem. Modyfikacja chemiczna polega na wprowadzeniu związków reagujących z substancją podstawową – polimerem. Otrzymujemy w ten sposób

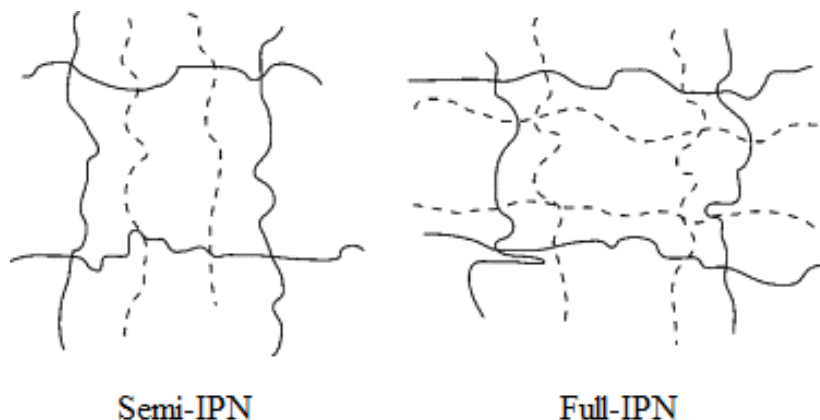
możliwość uzyskania nowych kompozycji lub materiałów. W przypadku modyfikacji chemicznej zmienia się struktura związku wielkocząsteczkowego, ponieważ może być związana z wprowadzaniem nowych grup funkcyjnych (np.: wprowadzanie atomów chlorowców), przereagowaniem istniejących grup funkcyjnych (np. estryfikacja), szczepienie innych łańcuchów polimerowych na łańcuchu głównym itp. [39, 40, 41].

Modyfikacja żywicy epoksydowej polimerami zdolnymi do tworzenia sieci przestrzennych jest sposobem na poprawę jej właściwości. Usieciowane mieszaniny polimerów dzieli się ogólnie na fizyczne i chemiczne. W przypadku usieciowania chemicznego polimery tworzą wspólną sieć przestrzenną, w której występują wiązania chemiczne. Gdy oddziaływanie ma charakter wyłącznie fizyczny i nie występują wiązania w poprzek sieci, tworzą się wzajemnie przenikające sieci polimerowe (IPN). Do tej kategorii zalicza się również takie układy, w których tylko jeden składnik tworzy sieć przestrzenną, a drugi - o budowie liniowej - jest wpleciony pomiędzy usieciowaną strukturę [42, 43, 44].

Wytwarzanie IPN jest uważane za lepszy i obiecujący sposób na zwiększenie zdolności pochłaniania energii, poprawę właściwości tłumiących, a także poprawę wytrzymałości. Hartowanie epoksydów za pomocą przenikających się sieci zyskało obecnie większą uwagę. Wynika to z połączonego działania dwóch polimerów, które synergicznie poprawiają wytrzymałość i właściwości mechaniczne kompozytów epoksydowych. Dzięki temu są one bardzo przydatne w zastosowaniach lotniczych [45, 46].

Podział IPN-ów :

- full IPN- układ, w którym oba polimery są usieciowane niezależnie od siebie.
- semi-IPN- układ dwuskładnikowy, w których tylko jeden z polimerów jest usieciowany, a drugi polimer jest liniowy;
- grafted IPN: obejmuje połączenie dwóch polimerów w postaci sieci, z których co najmniej jeden jest syntetyzowany i/lub sieciowany w bezpośredniej obecności drugiego.
- sequential IPN: w sekwencyjnej sieci IPN, najpierw tworzona jest sieć polimeru pierwszego przez reakcję monomeru, inicjatora i czynnika sieciującego. W kolejnym etapie sieć ta jest napęczniana monomerem drugiego polimeru, który jest następnie polimeryzowany i/lub usieciowany.



Rysunek 5. Schemat wzajemnie przenikających się sieci polimerowych.

Termin “grafted” pochodzi z języka angielskiego i oznacza “zaszczepiony”. W kontekście naukowym, struktury “grafted” odnoszą się do struktur, które zostały zmodyfikowane poprzez dołączenie (“zaszczepienie”) jednej struktury do drugiej.

Proces ten zwykle skutkuje lepszymi właściwościami mechanicznymi (np. odpornością na pękanie) zmodyfikowanego układu. W idealnym przypadku, IPN stanowią synergiczną kombinację pożądanych właściwości dwóch różnych polimerów.

Modyfikacja żywicy epoksydowej poliuretanem jest jedną z metod wprowadzenia wzajemnie przenikających się sieci polimerowych do matrycy o czym świadczą liczne prace na ten temat. Mahesh i inni [47] opisali modyfikacje żywicy epoksydowej i poliuretanu tworząc wzajemnie przenikające się sieci polimerowe, wykorzystujące 4,4'-diaminodifenylometan jako czynnik utwardzający. Wyniki wykazały, że matryca epoksydowa modyfikowana poliuretanem ma wyższą wytrzymałość i właściwości mechaniczne. Chen i współpracownicy [48] zsyntetyzowali zablokowany full-IPN na bazie poliuretanu/epoksydu (PU/EP) metodą SIN i przeanalizowali właściwości termiczne i morfologiczne materiałów IPN. Na podstawie analizy termogravimetrycznej zasugerowali, że utrata masy wzrasta, gdy ilość zablokowanego poliuretanu wzrasta wraz ze wzrostem temperatury.

Poliuretany (PU) są rodzajem polimerów blokowych zawierających wzdłuż swojego szkieletu naprzemiennie segmenty twarde i miękkie [49, 50]. Segmenty miękkie nadają PU dużą elastyczność, natomiast segmenty twarde sztywność [51, 52]. Dzięki takiej szczególnej architekturze molekularnej poliuretany są niezwykle i uniwersalnymi materiałami polimerowymi o wyjątkowo zrównoważonych właściwościach, takich jak elastyczność o dużym wydłużeniu, wytrzymałość na rozciąganie oraz szerokie okno przetwórcze [53, 54, 55]. Powszechną cechą poliuretanów jest ich odporność na wodę oraz czynniki

atmosferyczne, dość dobra odporność na smary, oleje, rozpuszczalniki organiczne oraz rozcieńczone zasady i kwasy [56].

Poliuretany są często stosowane w produkcji klejów, ze względu na swoje właściwości, takie jak wodoodporność, odporność na wysokie temperatury i szybkie utwardzanie. Kleje poliuretanowe są niezawodne przy łączeniu w jedną całość elastycznych pianek z takimi materiałami jak tkanina. Charakteryzują się bardzo dobrą przyczepnością do podłoża, wytrzymałością na zadrapania oraz urazy będące wynikiem działań mechanicznych. Są przy tym odporne na reakcje chemiczne oraz oddziaływanie z olejami, z powodu wysokiej stałej dielektrycznej odnajdują zastosowanie przy powłokach izolacyjnych [57].

Modyfikacja poliuretanem jest skuteczną metodą poprawy właściwości mechanicznych żywicy epoksydowej, jak wykazują dotychczasowe badania [58, 59, 60, 61]. Z jednej strony, poliuretan jest elastycznym i sprężystym polimerem, który zmniejsza kruchość żywicy epoksydowej z drugiej może tworzyć z żywicą epoksydową wzajemnie przenikającą się sieć polimerową (IPN), może indukować efekt synergii różnych struktur sieci polimerowej. Gdy materiał kompozytowy poddawany jest działaniu sił zewnętrznych, naprężenia mogą być lepiej rozproszone wewnątrz, zwiększając wytrzymałość [62, 63, 64, 65].

Podsumowując, w wyniku przenikania się sieci polimerowych można otrzymać materiały, które mogą mieć zupełnie inne właściwości niż ich podstawowe składniki. Takie systemy IPN, składające się z dwóch różnych polimerów, mogą wykazywać zalety obu składników przy zminimalizowanych wadach. Co więcej, możliwe jest dostosowanie struktury przenikającej się sieci polimerowej w taki sposób, aby uzyskać poprawę właściwości żywicy epoksydowej.

Kompozyt składa się z osnowy i umieszczonego w niej drugiego składnika (zbrojenia) o znacznie lepszych właściwościach mechanicznych. Zadaniem zbrojenia jest wzmocnienie materiału i poprawienie właściwości mechanicznych. Kompozyty umacniane włóknami dominują obecnie na rynku materiałów kompozytowych. Włókna wzmacniające stosowane do zbrojenia matryc polimerowych przyjmują formę włókien krótkich (nieciągłych) lub długich (ciągłych) jak też uporządkowanych lub przypadkowo rozmieszczonych w osnowie. Udział objętościowy włókien w gotowym wyrobie może dochodzić do 90%. Dzięki temu, możliwe jest tworzenie materiałów o wyjątkowych właściwościach, które łączą w sobie zalety obu składników, a jednocześnie minimalizują ich wady.

Tabela 1. Porównanie wybranych właściwości włókien, żywicy i kompozytów włóknistych [66].

Material	Moduł sprężystości E GPa	Wytrzymałość na rozciąganie R_m GPa
Żywica epoksydowa	4	0,1
Włókno węglowe	253	4,5
Włókno aramidowe	124	3,6
Włókno szklane	86	4,5
Kompozyt wzmacniany włóknami węglowymi	145	2,3
Kompozyt wzmacniany włóknami aramidowymi	80	2,0
Kompozyt wzmacniany włóknami szklanymi	55	2,0

Głównymi zaletami kompozytów z włóknami długimi w porównaniu z włóknami krótkimi są [67, 66]:

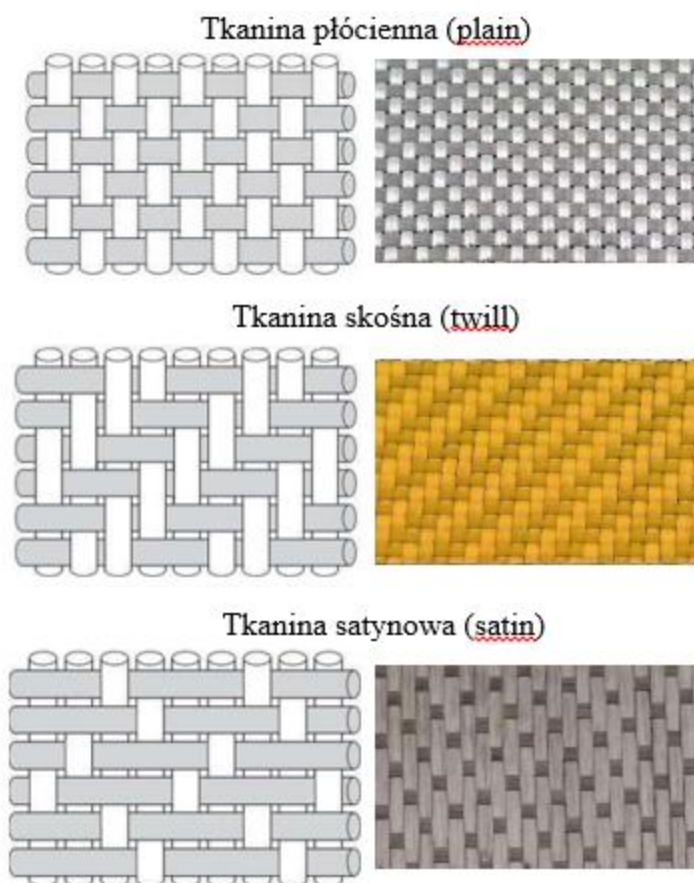
- lepsze właściwości mechaniczne,
- wyższa udurowienie z karbem,
- mniejsza skłonność do pęcznienia,
- bardzo dobra trwałość w podwyższonej temperaturze w wilgotno-gorącym klimacie.

Właściwości kompozytu z długimi i uporządkowanymi włóknami są zdecydowanie anizotropowe¹. Włókna długie mogą być jednokierunkowe (wszystkie włókna równoległe do siebie) lub splecione w formie tkaniny [66]. Przy wytwarzaniu tkanin plecionych wykorzystywane są podstawowe metody stosowane w standardowym tkactwie, jednakże wykonywane z ogromną precyzją na specjalistycznych maszynach produkcyjnych. Do celów przemysłowych dostosowano sploty:

- splot płócienny (PLAIN) powstaje poprzez przeplatanie włókien wątku naprzemiennie nad i pod włóknami osnowy. Splot ten zapewnia dobrą stabilność i sztywność tkaniny,
- splot skośny (TWILL) jest tworzony przez jedno lub dwa włókna osnowy przeplecione przez co najmniej dwa włókna wątku. Tkanina jest bardziej miękka niż płócienna, lepiej się układa, jednak włókna mogą mieć tendencję do „rozchodzenia” się,
- splot satynowy (SATIN) stosowany przeważnie w tkaninach o niskich gramaturach:

¹ Anizotropia - zależność właściwości fizycznych ciała od kierunku, w którym się je bada.

- ✓ 4H – struktura „trzy-na-jeden”, gdzie włókna wтку przeplatane są nad trzema włóknami, a następnie pod jednym włóknem osnowy. Splot ten jest bardziej elastyczny niż plain i wykazuje lepsze ułożenie na zakrzywionych powierzchniach,
- ✓ 8H – struktura adekwatna do 4H, z tą różnicą, że włókna wтку przeplatane są nad siedmioma włóknami a następnie pod jednym włóknem osnowy. Tkanina jest bardzo miękka i dedykowana do układania na powierzchniach o dużych krzywiznach.



Rysunek 6. Schematy głównych typów splotów: płócienny, skośny i satynowy.

Do budowy materiałów konstrukcyjnych wykorzystuje się m. in. włókna szklane, węglowe, bazaltowe, aramidowe, polietylenowe o dużej wytrzymałości, borowe, z węgliku krzemu, naturalne [1, 63, 68]. Poszczególne rodzaje włókien różnią się między sobą właściwościami. Ogólne charakterystyki najczęściej stosowanych włókien w materiałach konstrukcyjnych przedstawione zostały w tabeli 2.

Tabela 2. Zestawienie właściwości najczęściej wykorzystywanych włókien [69, 70, 71, 72, 73]

Cechy	Rodzaj włókna		
	Szklane	Węglowe	Aramidowe
Giętkość	wysoce elastyczne	Kruche	wysoce elastyczne
Przewodnictwo elektryczne	Izolator	wysokie (lecz znacznie mniejsze niż metali)	izolator
Przewodnictwo cieplne	Niskie	bardzo wysokie (przewyższa wiele metali)	niskie
Najniższa cena	+++	++	+
Wytrzymałość właściwa ²	++	++	+++
Moduł właściwy	+	+++	++
Odporność na pełzanie	+	+++	++
Odporność na rozszerzalność cieplną	+	++	+++
Odporność zmęczeniowa	+	++	+++
Odporność udarowa	+++	+	++
Odporność chemiczna	+	+	+

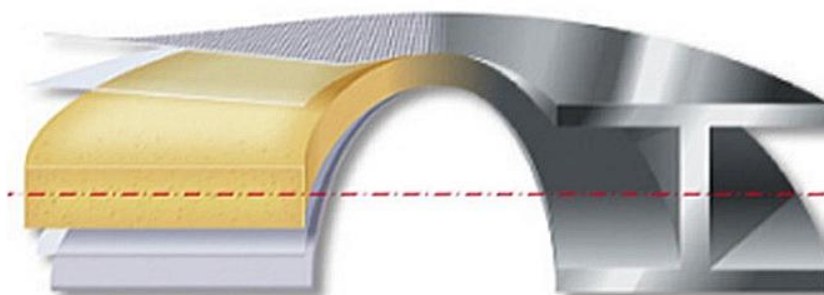
Włókna aramidowe cechuje dobra wytrzymałość na uderzenie i pełzanie. Pomimo termoplastyczności są one niepalne i stabilne do temperatury ponad 200°C. Temperatura ciągłego użytkowania wynosi 160 ÷ 210°C, a krótkotrwałego do 540°C, powyżej której ulegają rozkładowi [1, 63]. Charakteryzują się wysoką zdolnością absorpcji energii ze względu na ich odporność na uszkodzenia i mechanizmy zniszczenia, co zapewnia dobre właściwości w zakresie uderzeń balistycznych [74, 75].

² Wytrzymałość właściwa inaczej specyficzna [km] rozumiana jest jako stosunek wytrzymałości mechanicznej materiału (na rozciąganie, ściskanie, zginanie w [MN/m²]) do ciężaru właściwego [N/m³]. Wytrzymałość specyficzną teoretycznie zdefiniować można też jako maksymalną długość pręta lub drutu z danego materiału, zawieszono pionowo w przestrzeni, przy której pręt lub drut zerwie się pod własnym ciężarem.

2. KOMPOZYTY WARSTWOWE

Materiały warstwowe są coraz częściej stosowane w przemyśle morskim, lotniczym, transportowym, obronnym i sportowym ze względu na ich przewagę nad materiałami konwencjonalnymi [76, 77, 78, 79]. Połączenie porowatego rdzenia sklejonego z cienkimi nakładkami może prowadzić do uzyskania właściwości równych, a nawet lepszych materiałowi litemu. W zależności od geometrii elementów uzyskuje się różne efekty. Stosunek grubości rdzenia do grubości okładek, właściwości materiałów, z których są one wykonane oraz właściwości adhezji poszczególnych elementów ze sobą są bardzo ważne. Właściwości mechaniczne rdzenia zależą od jego gęstości, anizotropii i porowatości. Istnieje wiele różnych mechanizmów zniszczenia kompozytów warstwowych od globalnego wyboczenia konstrukcji, delaminacji, ścinania rdzenia, po lokalne wyboczenie i obecność wylamów [80].

Główną koncepcją płyty warstwowej jest to, że powierzchnie zewnętrzne przenoszą obciążenia spowodowane zginaniem (obciążenie zginające i ściskanie), podczas gdy rdzeń przenosi obciążenie spowodowane ścinaniem. W związku z tym sposób pracy płyty warstwowej opisany makroskopowo można słusznie porównać do zadań wykonywanych przez dwuteownik³ rysunek 7 [81, 82].



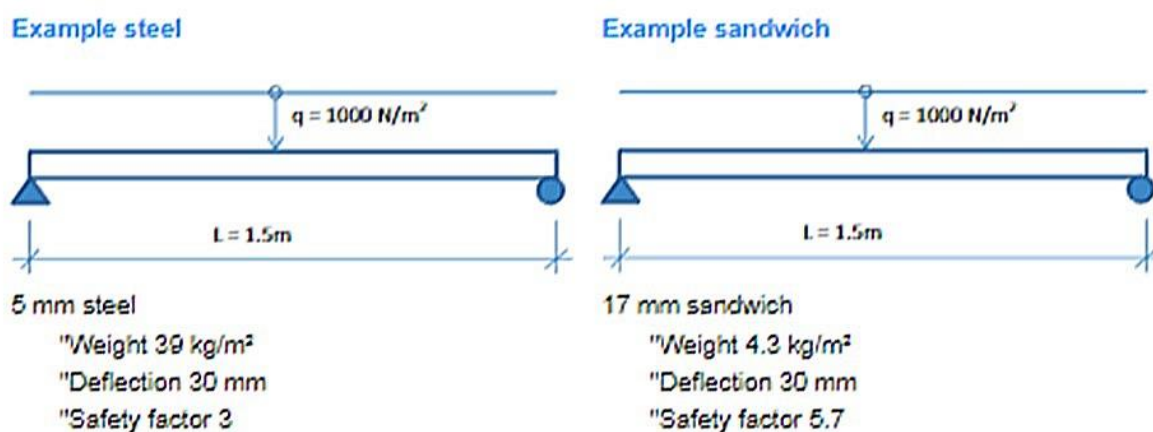
Rysunek 7. Płyta warstwowa jako belka dwuteowa [83].

Warstwowe materiały kompozytowe należą do grupy materiałów anizotropowych. Oznacza to, że ich właściwości wytrzymałościowe zmieniają się w zależności od przyłożonego obciążenia. Wykorzystanie wiedzy dotyczącej tej anizotropii umożliwia wytwarzanie materiałów kompozytowych, które w zależności od potrzeb wykazują określone właściwości w pożądanych kierunkach. Opracowywane

³ Dwuteownik - kształtownik, którego przekrój poprzeczny ma kształt dwóch zetkniętych pionowymi kreskami liter „T”. Dwuteowniki wykorzystywane są jako elementy nośne w konstrukcjach budowlanych i inżynierskich.

są w stosownie od wymagań stawianych danemu kompozytowi. Ponadto wymagania te są bezpośrednio związane z zastosowaniem danej konstrukcji. Do najczęstszych zalet należą: sztywność, wytrzymałość, niska masa właściwa, wysoka termoizolacja, izolacja akustyczna i zdolność do pochłaniania energii [84, 85, 86].

Ideą konstrukcji warstwowej jest zwiększenie bezwładności zginania bez zbytniego zwiększania masy, co pokazał D. Gay (102). Przedstawione poniżej porównanie płyty stalowej z kompozytową płytą warstwową wskazuje na możliwość zmniejszenia ciężaru dzięki zastosowaniu płyt warstwowych. Grubszy rdzeń pozwala osiągnąć to samo, ale zapewnia również niską gęstość, co skutkuje wysokim stosunkiem sztywności do masy. Wskazuje to na potencjał oszczędności ciężaru wynikający z zastosowania materiału warstwowego [83].



Rysunek 8. Porównanie płyty kompozytowej i płyty stalowej wykonanej [83]

Przy tych samych kryteriach ugięcia, oszczędność masy przy zastosowaniu konstrukcji sandwiczowej wynosi prawie 90%. Dodatkowe korzyści wynikające z zastosowania konstrukcji warstwowej to izolacja termiczna, tłumienie akustyczne, pływalność, brak korozji i zwiększona odporność na uderzenia [87, 88]

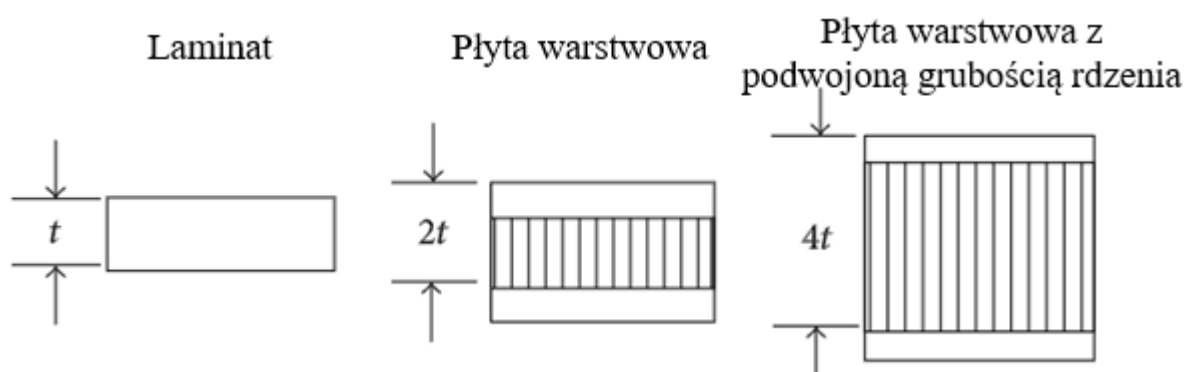
Rdzeń wymaga szczególnej uwagi, ponieważ wartości dopuszczalne są bardzo niskie, rzędu jednego MPa, podczas gdy poszycia zazwyczaj przenoszą obciążenia rzędu kilkuset MPa. Dlatego względny rząd wielkości naprężeń w rdzeniu wynosi 1% lub mniej. Obecność lekkiego rdzenia generuje również lokalne tryby wyboczenia powłoki (marszczenie) lub globalne tryby wyboczenia kontrolowane przez rdzeń (ściananie). Tryby te są często krytyczne i mogą być przyczyną przedwczesnego zniszczenia, jeżeli nie zostaną odpowiednio uwzględnione na etapie projektowania.

Konstrukcja wielowarstwowa jest najczęściej wykorzystywana w zastosowaniach, w których sztywność elementu jest szczególnie istotna. Podwojenie grubości rdzenia

(Tab. 3 i Rys. 9) wpływa na sztywność płyty warstwowej ponad siedmiokrotnie przy zaledwie 4% wzroście wagi produktu. Czterokrotne zwiększenie grubości rdzenia panelu zwiększa jego sztywność ponad 37 razy przy zaledwie 6% wzroście ciężaru. Dodatkowo poprawia się wytrzymałość na zginanie. Jednak jego zmiana jest mniejsza niż w przypadku porównania zmian sztywności elementu [82, 89].

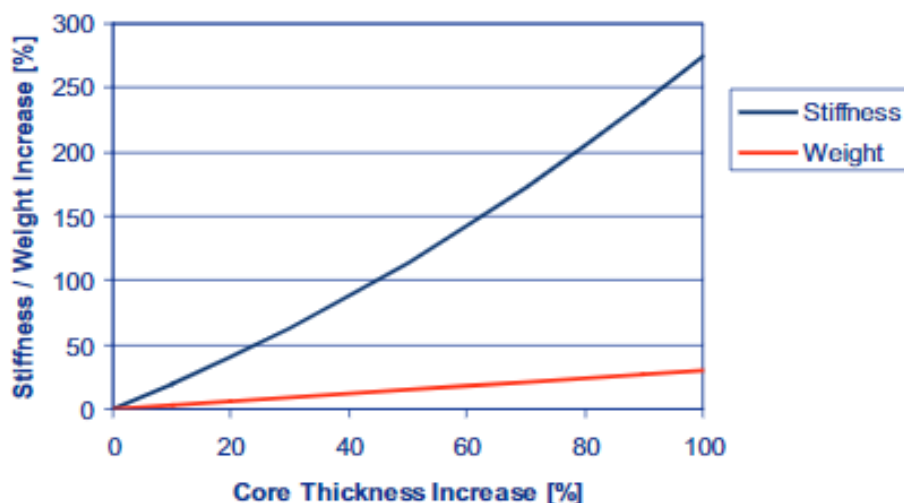
Tabela 3. Charakterystyka struktur warstwowych w odniesieniu do grubości rdzenia [89].

Właściwość	Laminat	Płyta warstwowa	Płyta warstwowa z podwojoną grubością rdzenia
Sztywność	1,0	7,0	37,0
Wytrzymałość na zginanie	1,0	3,5	9,5
Waga	1,0	1,04	1,06



Rysunek 9. Rodzaje struktur płyt warstwowych w zależności od grubości rdzenia [89].

Jak w przypadku wszystkich belek i paneli, sztywność jest ściśle związana z grubością. Jedną z największych różnic pomiędzy konstrukcjami wykonanymi z materiałów konwencjonalnych a rozwiązaniami z kompozytów warstwowych jest niewielki ciężar, jaki uzyskuje się dzięki zwiększeniu grubości [83].



Rysunek 10. Wykres ilustrujący wpływ rosnącej grubości materiału rdzenia na sztywność i ciężar płyty warstwowej [83].

2.1. Eksploatacja i wady kompozytów warstwowych

Środowisko ma ogromny wpływ na trwałość materiałów. Wilgotność, temperatura, agresywne środowisko oraz różnego rodzaju promieniowania (np. ultrafioletowe) wpływają niekorzystnie na strukturę materiałów powodując procesy korozyjne, a w materiałach polimerowych także takie zjawiska jak depolimeryzacja czy degradacja [90]. W trakcie eksploatacji materiałów ich wytrzymałość na obciążenia mechaniczne oraz chemiczne może maleć ze względu na procesy zachodzące na ich powierzchni, takie jak korozja czy starzenie, lub w całej objętości np. pęcznienie [91].

Konsekwencje uszkodzeń charakterystycznych zarówno dla metali, jak i kompozytów są bardzo ważne dla materiałów konstrukcyjnych. Mają one decydujący wpływ na bezpieczeństwo eksploatacji i żywotność konstrukcji. W chwili obecnej trwają intensywne prace nad modyfikacją składów chemicznych w celu zapobiegania zjawisku korozji. Materiały konstrukcyjne takie jak tytan, aluminium oraz ich stopy charakteryzują się małą podatnością korozyjną, jednak to zjawisko nadal im towarzyszy. Kompozyty są natomiast tworzywami ulegającymi delaminacji oraz pęknięciom, czasem bardzo silnie propagującym w głąb struktury. Ich wysoka sztywność powoduje tzw. kruche pęknięcia, którym towarzyszy lawinowy wzrost szczeliny prowadzący do zniszczenia elementu [92].



Rysunek 11. Uszkodzenie struktury kompozytu włóknistego w okolicy otworu [93].

Zjawisko delaminacji jest jednym z najpoważniejszych i najczęściej występujących defektów podczas eksploatacji oraz obróbki mechanicznej [93]. Występuje zazwyczaj w kompozytach zbudowanych z wielu warstw, w następstwach uderzeń i krótkich, gwałtownych przegrzań. Polega na utracie spójności poszczególnych warstw, powodując obniżenie sztywności oraz wytrzymałości materiału.

Kolejnym uszkodzeniem charakterystycznym dla materiałów kompozytowych jest utrata ich sztywności, która zależy od właściwości materiałów i konfiguracji struktury (sposobu przyłożenia sił i momentów). W praktyce sztywność struktury określa się za pomocą współczynników sztywności, będących stosunkiem wartości przemieszczenia do wartości siły to przemieszczenie wywołującej. Często towarzyszy jej lokalne rozwarstwienie poszycia, najczęściej spowodowane uderzeniem przez ciało obce (typowe uszkodzenie osłony radaru statku powietrznego przez ptaki).

Innym uszkodzeniem kompozytu jest rozklejenie, które jest brakiem lokalnej spójności łączonych elementów kompozytowych. W konstrukcjach lotniczych powstaje ono często w miejscach gromadzenia się wody.

Obecnie dużą wagę przywiązuje się do wykonywania testów za pomocą metody elementów skończonych oraz odpowiedniego oprogramowania już na etapie projektowania. Pozwalają one na oszacowanie newralgicznych miejsc podatnych na obciążenia oraz występowanie lokalnych bądź globalnych uszkodzeń konstrukcji. Dają możliwość jej wzmocnienia bez nadmiernego wzrostu masy oraz bez zwiększenia użycia materiału [92].

2.2. Energochłonność materiałów kompozytowych

Kompozyty absorbujące energię dedykowane są do konstrukcji szczególnie narażonych na uszkodzenia mechaniczne. Aby jak najlepiej absorbowały energię uderzenia, niszczenie ich nie może odbywać się w sposób gwałtowny, ale powinno postępować w sposób progresywny. Każda objętość konstrukcji powinna zostać pokruszona, co spowoduje uzyskanie jak największej pracy niszczenia, ponieważ jest ona równoważna ujemnemu przyrostowi energii kinetycznej uderzenia. Najczęściej na konstrukcje energochłonną stosuje się kompozyty polimerowe lub metale i ich stopy. Miarą energochłonności jest względna energia absorpcji (WEA). Jest to wartość całkowitej energii zaabsorbowanej przez konstrukcję energochłonną, podzielona przez masę jej zniszczonej części. Wielkość tej wartości jest uzależniona od masy konstrukcji.

Podczas zderzenia lub kolizji poruszających się pojazdów zainstalowane urządzenia pochłaniające energię, wykonane z materiałów metalicznych deformują się inaczej niż ma to miejsce przy kompozytach. W metalach energia jest rozpraszana poprzez zginanie plastyczne, twardnienie robocze i straty adiabatyczne podczas ogrzewania. Kompozyty natomiast rozpraszają energię poprzez tarcie zewnętrzne i wewnętrzne, zginanie włókien i kinematyczne rozpraszanie energii poprzez fragmentację lub delaminację. Miarą właściwości użytkowych absorberów energii jest szereg parametrów, z których najważniejsze to: absorpcja energii właściwej (SEA) i zdolność absorpcji energii (EA) [94].

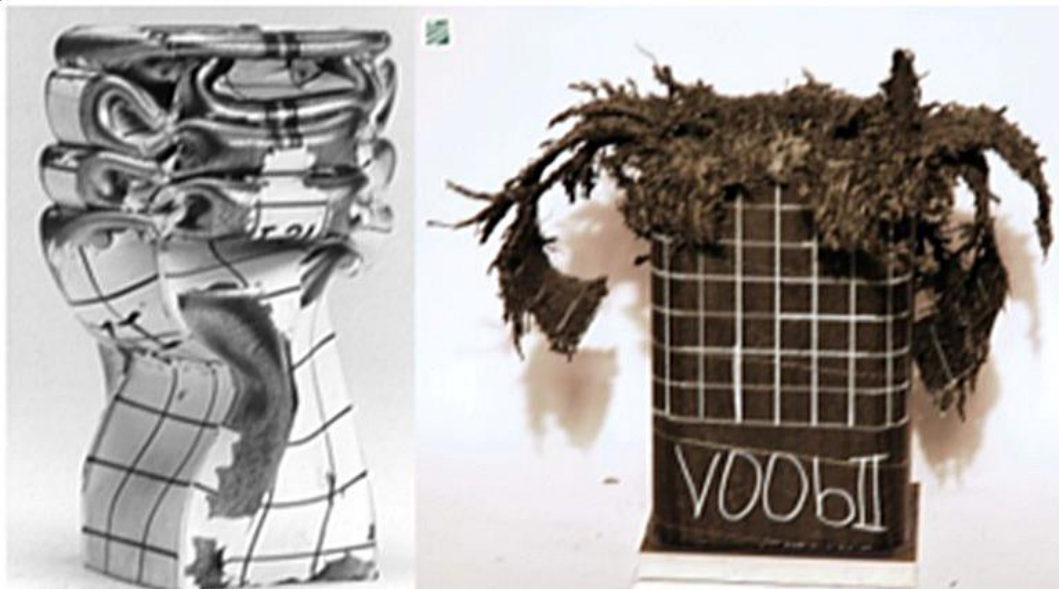
$$EA = \int_0^l P dl \quad (2)$$

gdzie: P – siła niszcząca,

dl –przemieszczenie (skrócenie) elementarne [68].

Struktury kompozytowe wykazują wyższą zdolność pochłaniania energii właściwej (SEA) niż ich metaliczny odpowiednik. Dzieje się tak, że względu na anizotropowy charakter kompozytów (więcej mechanizmów niszczenia i mniejsza odporność na pęknięcie). Z tego względu zastosowanie materiałów kompozytowych do pochłaniania energii obiektów ulegających zgnieceniu stało się w ostatnich latach przedmiotem dużego zainteresowania. Lżejszy pojazd może oferować nowe korzyści w zakresie wytrzymałości zderzeniowej, na przykład w przypadku zderzenia z wywróceniem, ponieważ może być ona mniej inwazyjna dzięki niższej masie całkowitej. Wreszcie, kompozyty odkształcają się poprzez kruche pęknięcie, w przeciwieństwie do metali, które odkształcają się poprzez plastyczne zginanie, co pokazano na rysunku 12. Podczas kruchego pęknięcia cały element może ulec

rozpadowi, natomiast w przypadku struktur wykazujących plastyczne składanie zawiasy ograniczają długość składanego elementu [95, 94].



Rysunek 12. Porównanie między plastycznym składaniem metali (po lewej) a kruchym pękaniem kompozytu FRP (po prawej) [96].

Rodzaj materiału użytego do produkcji urządzeń pochłaniających energię jest głównym czynnikiem decydującym o tym, jak skutecznie zostanie pochłonięta energia. Od ponad dwóch dekad struktury metaliczne pochłaniające energię (Energy Absorbing Metal Structures-EAMS) cieszą się dużą popularnością w zastosowaniach związanych ze zderzeniami [95, 97, 98, 99, 100, 101, 102, 103, 104, 105]. Postęp w dziedzinie zastosowania odporności zderzeniowej pokazuje jednak, że coraz częściej używane są kompozytowe struktury pochłaniające energię (Energy Absorbing Composite Structures-EACS). Rosnąca motywacja do adaptacji EACS w samolotach, samochodach, statkach, turbinach wiatrowych i aplikacjach kosmicznych wynika z ich licznych zalet w porównaniu z konstrukcjami wykonanymi z materiałów metalicznych. Jedną z zalet struktur kompozytowych w porównaniu z metalami jest to, że zużywają mniejsze ilości paliwa podczas eksploatacji, ze względu na ich lekkość. Inne zalety to lepsze właściwości mechaniczne, takie jak mniejsza gęstość, większa wytrzymałość i wyższa sztywność właściwa, a także obiecujący potencjał w zakresie skutecznej kontroli drgań i redukcji hałasu [106, 94]

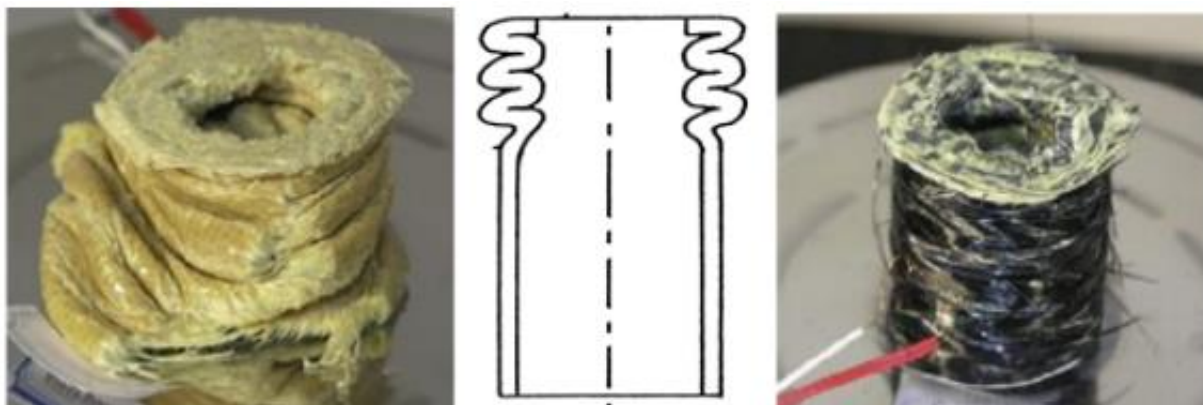
Aby zagwarantować ochronę życia i mienia podczas katastrofalnych wypadków, należy zapewnić właściwą kombinację materiałów i procesów produkcyjnych. Zachowanie strukturalne i odporność na zderzenia w całym cyklu życia EACS są w dużym stopniu uzależnione od składu materiałowego, procesu produkcyjnego i konserwacji.

Mechanizm pękania struktur kompozytowych jest podstawowym parametrem do oceny odporności zderzeniowej. Hull [107] sklasyfikował trzy główne tryby deformacji kompozytowych:

1. Globalne wyboczenie konstrukcji;
2. Postępujące składanie/ fałdowanie;
3. Postępujące zgniatanie:
 - a. rozszczepienie/ rozkruszenie;
 - b. fragmentacja.

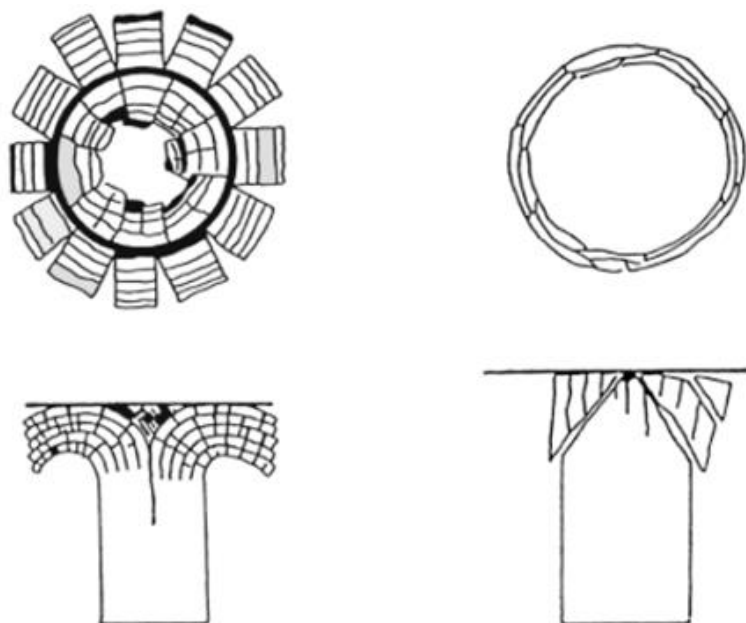
Ogólnie rzecz biorąc, pierwszy tryb deformacji, jakim jest globalne wyboczenie, absorbuje bardzo mało energii i dlatego jest niepożądany w zastosowaniach związanych z pochłanianiem energii.

W niektórych przypadkach integralność strukturalna może mieć decydujące znaczenie. Struktury kompozytowe z progresywnym składaniem mogą być interesującą alternatywą dla istniejących rozwiązań metalowych, ponieważ fałdowanie jest trybem deformacji, który zwykle występuje w strukturach metalowych. Na rysunku 13 przedstawiono przykładowo odkształcenie postępującego fałdowania w konstrukcjach wzmocnionych włóknami. Postępujące składanie można zinterpretować jako sekwencję lokalnych fałdowań w miejscu zgniatania, które rozprzestrzeniają się od punktu uderzenia przez całą konstrukcję. SEA takiej konstrukcji może osiągać wartości pośrednie, ale nie osiąga takich samych poziomów jak zgniatanie postępujące ze względu na brak mechanizmów rozpraszania energii. Fakt, że ten rodzaj deformacji został zaobserwowany w przypadku niektórych próbek wzmocnionych włóknami aramidowymi i szklanymi, a także niektórych kompozytów wzmocnionych włóknami termoplastycznymi, doprowadził do wniosku, że do wystąpienia tego rodzaju deformacji konieczne jest wysokie naprężenie do zniszczenia włókna i osnowy [96].



Rysunek 13. Przykłady postępującej deformacji pofałdowanej dla kompozytów z włókien aramidowych (po lewej) i hybryd aramidowo-węglowych (po prawej) [108].

Zgniatanie postępujące jest trybem deformacji wykazującym największą wartość SEA w strukturach kompozytowych. Można go podzielić na dwa główne rodzaje: rozkładanie progresywne i fragmentacja progresywną, patrz rysunek 14.



Rysunek 14. Ilustracja różnych trybów zgniatania progresywnego: rozkładanie progresywne (po lewej) i fragmentacja progresywna (po prawej) [96].

Typowe rodzaje włókien stosowanych w konstrukcjach zderzeniowych to między innymi włókna szklane, węglowe i aramidowe, ale także drut stalowy i włókna polietylenowe. Podczas gdy rury wzmocnione włóknem szklanym i węglowym wykazują tendencję do kruchego pęknięcia, poprzez rozszczepianie, fragmentację lub kombinację obu tych zjawisk, konstrukcje wzmocnione włóknami aramidowymi, polietylenowymi i stalowymi wykazują tendencję do bardziej plastycznej deformacji prowadzącej do stopniowego składania. Bardziej

plastyczne odkształcenie tych włókien jest często związane z ich wyższym naprężeniem do zniszczenia [96].

2.3. Możliwości aplikacyjne kompozytów warstwowych

Oszczędność energii lub zmniejszenie jej zużycia jest jednym z głównych celów dzisiejszej inżynierii. Innowacje w dziedzinie materiałoznawstwa oferują możliwości wytwarzania lżejszych i mocniejszych konstrukcji przy zmniejszonym zużyciu energii. Do najbardziej popularnych materiałów do tego celu należą "materiały kompozytowe". Zamiast pojedynczych składników, mają one co najmniej dwa różne składniki, które po połączeniu zachowują zalety poszczególnych składników. Podczas gdy jeden składnik (wzmocnienie) zapewnia wytrzymałość i sztywność całego systemu materiałowego, drugi składnik (matryca) jest używany do utrzymania wzmocnienia razem. Polimerowe materiały kompozytowe wzmocnione włóknami są najważniejszymi rodzajami materiałów konstrukcyjnych. Ich kluczową właściwością jest "wysoka wytrzymałość przy niskiej gęstości", dzięki temu kompozyty polimerowe stały się istotnym elementem przemysłu lotniczego i kosmicznego w ciągu ostatnich 50 lat.

2.3.1. Kompozyty warstwowe w motoryzacji

Wprowadzenie nowych materiałów w sektorze lotniczym jest obarczone bardzo długimi testami, muszą one sprostać wysokim wymaganiom, a dodatkowo każdy nowy materiał musi posiadać odpowiednią certyfikację, żeby został wprowadzony na rynek. Zdecydowanie łatwiej odbywa się to w przemyśle motoryzacyjnym. Proces certyfikacji nie jest tak wymagający i pracochłonny, dodatkowo wymagania stawiane nowym materiałom są zdecydowanie mniejsze.

Możliwość zmniejszenia masy środków transportu wiąże się z zastosowaniem materiałów o lepszej wytrzymałości specyficznej, znanej również jako wytrzymałość właściwa. Rysunek 15 przedstawia wartości wytrzymałości specyficznej dla wybranych materiałów. Grupą materiałową o bardzo wysokiej wytrzymałości specyficznej są materiały kompozytowe



Rysunek 15. Wytrzymałość właściwa [km] dla wybranych materiałów [109].

Przykładem wprowadzenia kompozytów warstwowych do przemysłu motoryzacyjnego są zalecenia stosowane w Korei dotyczące zastosowania lekkich konstrukcji w przemyśle naziemnym, ponieważ lżejsze pojazdy zwiększają efektywność energetyczną lub wydajność produkcyjną poprzez zapewnienie zwiększonej ładowności [110, 111]

Do niedawna waga autobusów międzymiastowych nie stanowiła problemu dla agencji regulacyjnych, operatorów lub producentów. Jednak wraz ze wzrostem wagi i wymagań energetycznych związanych z niektórymi nowymi rozwiązaniami, takimi jak większe okna z podwójnymi szybami, klimatyzacja, potrzebne były większe silniki, aby dostarczyć niezbędną moc. Producenci wytwarzali autobusy z metali ciężkich takich jak stal węglowa (ze względu na jej opłacalność) lub stal nierdzewna (ze względu na jej odporność na korozję). Wobec tego ewolucja autobusu międzymiastowego zaowocowała cięższymi autobusami, a rząd uznał konieczność wprowadzenia limitów wagowych i wymiarowych dla autobusów międzymiastowych [110].

Koreański autobus niskopodłogowy (KLFB) jest pierwszym projektem rozwojowym objętym przepisami dotyczącymi limitów masy dla autobusów międzymiastowych. KLFB zostanie opracowany przy użyciu hybrydowej koncepcji projektowej połączonej z warstwowymi i laminowanymi strukturami kompozytowymi, jak pokazano na rys. 16. Konstrukcje warstwowe są rozważane dla konstrukcji podstawowych, takich jak karoseria,

dach i podłoga, podczas gdy kompozyty laminowane rozważane są tylko dla elementów o stosunkowo dużych krzywiznach i złożonej geometrii, gdzie wytwarzanie z wykorzystaniem płyt warstwowych jest bardziej kłopotliwe [110].



Rysunek 16. Koncepcja projektowa koreańskiego autobusu niskopodłogowego [110].

Płyty warstwowe dzielą się na dwie grupy w zależności od części zastosowania w KLFB. Jedną z grup są panele warstwowe do zastosowania w konstrukcjach karoserii, które składają się z laminowanej tkaniny szklanej/warstwy wierzchniej z laminatu epoksydowego i rdzenia o strukturze plastra miodu z balsy lub aluminium. Druga grupa to panele warstwowe do zastosowania na konstrukcjach podłogowych, które składałyby się z metalowej aluminiowej płyty czołowej i aluminiowego rdzenia o strukturze plastra miodu lub spienionego aluminium. W przypadku paneli warstwowych stosowanych w konstrukcjach

karoserii, warstwa zewnętrzna ma grubość dwukrotnie większą od grubości warstwy wewnętrznej, aby uzyskać dodatkowe oszczędności kosztów i masy [110].

2.3.2. Kompozyty warstwowe w przemyśle morskim

Światowy handel morski stale się rozwija, co skutkuje wzrostem ilości jednostek pływających sektora przemysłowego (np. kontenerowce, tankowce) i prywatnego (jachty i łodzie) [112]. Od wielu lat obserwujemy wzrost stosowania kompozytów warstwowych jako elementów konstrukcyjnych w zastosowaniach morskich. Zalety takich konstrukcji to wysoka wytrzymałość właściwa, wysoka sztywność właściwa, doskonała odporność termiczna, niska sygnatura przekroju poprzecznego w podczerwieni, magnetyczna i radarowa. Możliwości konstrukcji przekładkowych wykraczają poza to, co można osiągnąć za pomocą konwencjonalnych stopów metali. Połączenie grubego rdzenia i cienkich arkuszy licowych pozwala strukturom warstwowym osiągnąć znacznie wyższy stosunek sztywności na ścinanie i zginanie do masy niż równoważne płyty jednorodne wykonane wyłącznie z materiału rdzenia lub materiału warstwy wierzchniej [113].

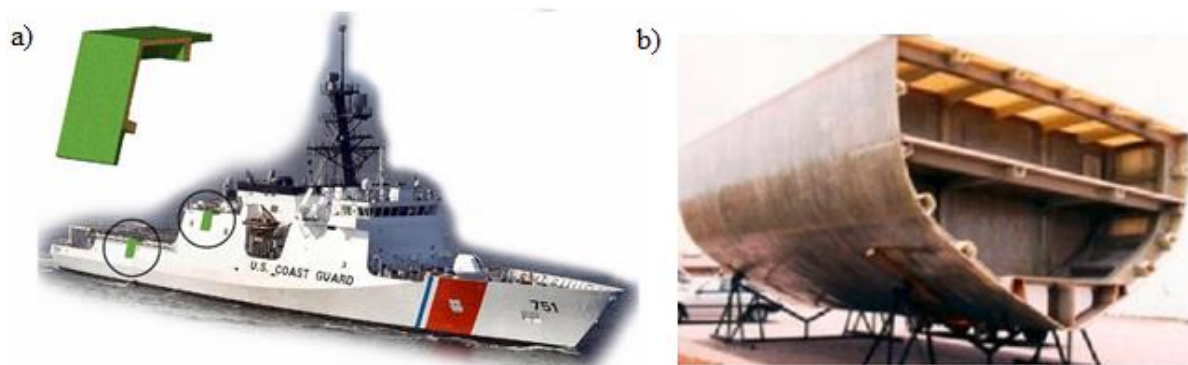
Konstrukcja „kanapkowa” kompozytów doskonale absorbuje uderzenia z pływającymi obiektami, innymi jednostkami pływającymi lub infrastrukturą. Nadmiar energii jest rozpraszany przez takie mechanizmy, jak odklejanie włókien z osnową, pękanie włókien, delaminacja i pękanie osnowy. Odpowiedni dobór rdzenia (takich jak kruszące się i elastomerowe pianki) może rozpraszać dużą ilość energii i tłumić przesyłane impulsy poprzez odkształcenie plastyczne. Właściwości te pomagają w rozpraszaniu impulsów mechanicznych przekazywanych do konstrukcji, chroniąc znajdujące się za nią obiekty.

Laminaty kompozytowe stosowane w konstrukcjach okrętów są zazwyczaj wzmacniane tkanymi włóknami szklanymi typu E lub tkanymi włóknami węglowymi, rdzeń to zwykle polietylen lub polichlorek winylu o niskiej wytrzymałości [114, 115]. Konstrukcje te mają zazwyczaj wyższą sztywność i odporność na zmęczenie. Laminaty z włókna szklanego są często stosowane w mniejszych okrętach wojennych, takich jak łodzie patrolowe i statki przeciwminowe ze względów ekonomicznych. Laminaty zawierające włókna węglowe znajdują szersze zastosowanie w większych jednostkach pływających wymagających dużej sztywności dźwigarów kadłuba, takich jak korwety lub duże konstrukcje burtowe, takie jak DDG 1000, w celu zmniejszenia masy [113].

W morskich konstrukcjach warstwowych pianki polimerowe (tj. polistyren (PS), polichlorek winylu (PVC), poliuretan (PU)) są głównie używane jako materiał rdzeniowy ze

względu na ich zdolność do zmniejszenia masy w nowoczesnych konstrukcjach łodzi i jachtów. Pianki zamknięto-komórkowe PVC są najczęściej stosowane do produkcji nowoczesnych kadłubów i pokładów łodzi/jachtów ze względu na ich odporność na wchłanianie wody [116, 117, 118, 119].

Konstrukcje warstwowe zostały z powodzeniem zastosowane w nadbudówce i lokalnej konstrukcji nośnej kadłuba co pokazano na rys. 17 [120, 121, 122, 123, 124]. Niektóre zastosowania obejmują łodzie patrolowe, pojazdy przeciwminowe wykonane w całości z kompozytów, maszty na statkach, kopuły sonarowe, śruby napędowe, wały napędowe i kadłuby statków [113].

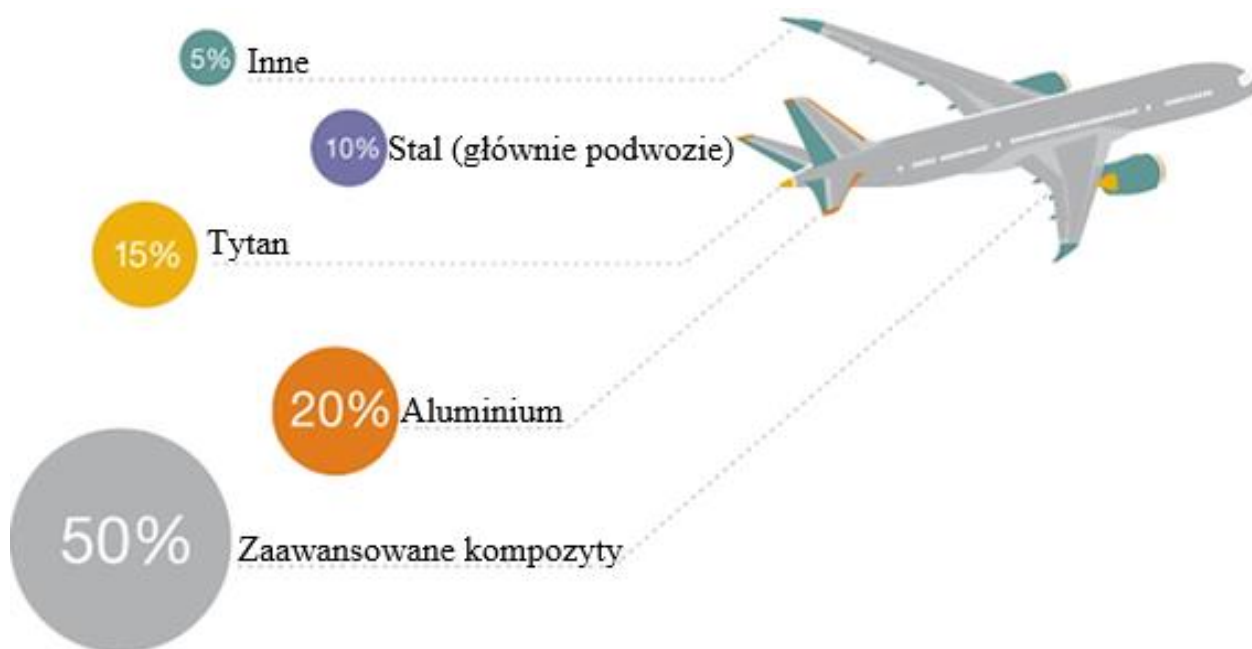


Rysunek 17. Zastosowanie warstwowych materiałów kompozytowych: a) statek z materiałów kompozytowych b) kompozytowa sekcja kadłuba wzmocniona usztywnieniami w kształcie kapelusza [10].

2.3.3. Kompozyty warstwowe w lotnictwie

Kompozyty stosowane w samolotach są zwykle wzmocniane włóknami szklanymi lub węglowymi, a najczęściej stosowanymi termoutwardzalnymi matrycami polimerowymi są żywice fenolowe i epoksydowe [125]. Obecnie, co najmniej 50% każdego samolotu składa się z kompozytów polimerowych przykładem może być Airbus A350 i Boeing 787 Dreamliner są to załogowe samoloty pasażerskie o większym udziale kompozytów w ich strukturach, osiągającym wartości odpowiednio 50% i 53% wagowych [126]. Zastosowanie kompozytów nie ogranicza się do zewnętrznych obszarów samolotu, 70% części wewnętrznych również składa się z kompozytów polimerowych.

Kompozyty są preferowane w konstrukcjach lotniczych w porównaniu do konwencjonalnych konstrukcji metalowych. Doskonały stosunek wytrzymałości do masy, wysoka odporność na korozję, niska przewodność cieplna, elastyczność w projektowaniu, izolacja termiczna i akustyczna sprawiają że kompozyty są atrakcyjnym wyborem w dziedzinie inżynierii i konstrukcji a ich zastosowanie w przemyśle lotniczym jest coraz bardziej powszechne.

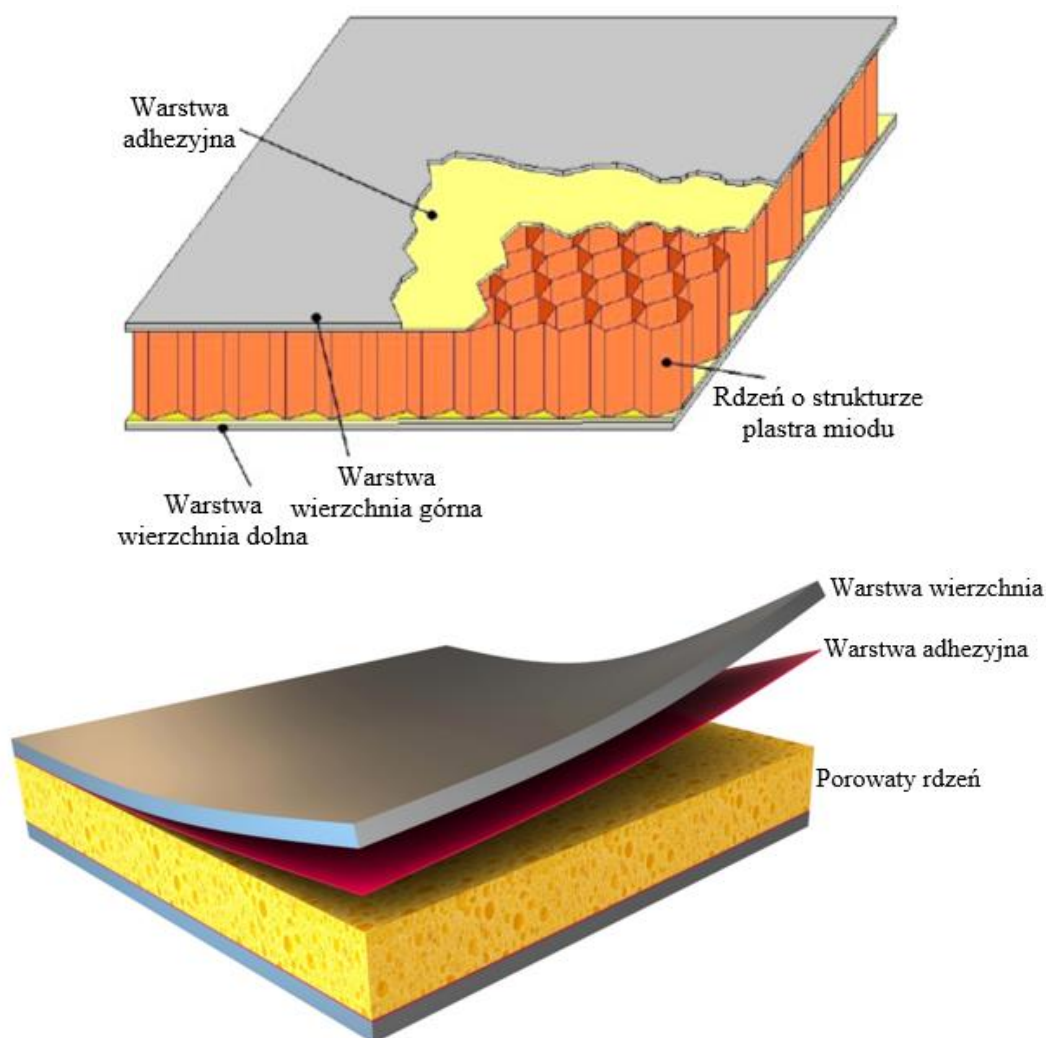


Rysunek 18. Materiały kompozytowe stosowane w samolotach cywilnych na przykładzie Boeing 787 [127].

Termoutwardzalne żywice epoksydowe mogą obecnie charakteryzować się szerokim zakresem właściwości w zależności od utwardzacza i jego proporcji, cyklu utwardzania oraz modyfikatorów, które mogą być dodawane podczas ich formulacji [128]. Epoksydowe polimery stosowane zazwyczaj w przemyśle lotniczym oparte są na eterze diglicydylowym bisfenolu A (DGEBA). W przypadku epoksydów termoutwardzalnych wytrzymałość na rozciąganie wynosi od 90 do 120 MPa, a moduł sprężystości od 3100 do 3800 MPa [129]. Ponadto, systemy te mają zwykle temperaturę zeszklenia (T_g) w zakresie od 150 do 220°C, co umożliwia ich zastosowanie jako pierwszych i drugich systemów żywic lotniczych [129, 130, 131, 132].

Różnorodność dostępnych materiałów pozwala na uzyskiwanie nieograniczonych kombinacji, a dzięki temu możliwe jest uzyskiwanie coraz to nowszych i ciekawszych rozwiązań. Możliwe jest kontrolowanie gęstości, wytrzymałości i anizotropii materiałów poprzez modyfikację porowatości i mikrostruktury porów i komórek [14, 15, 7]. Jednak

w przypadku zastosowań lotniczych certyfikacja znacznie ogranicza te możliwości. Obecnie stosuje się jedynie rdzenie o strukturze plastra miodu wykonane z Nomexu, stopu aluminium lub ograniczonej liczby pianek technicznych o bardzo dobrej jakości. Podobnie, w przypadku poszyc, mamy do czynienia głównie ze stopami aluminium i laminatami na bazie włókien szklanych, węglowych lub keklarowych, a ich grubość nie przekracza 2 mm [133, 134, 135, 77].

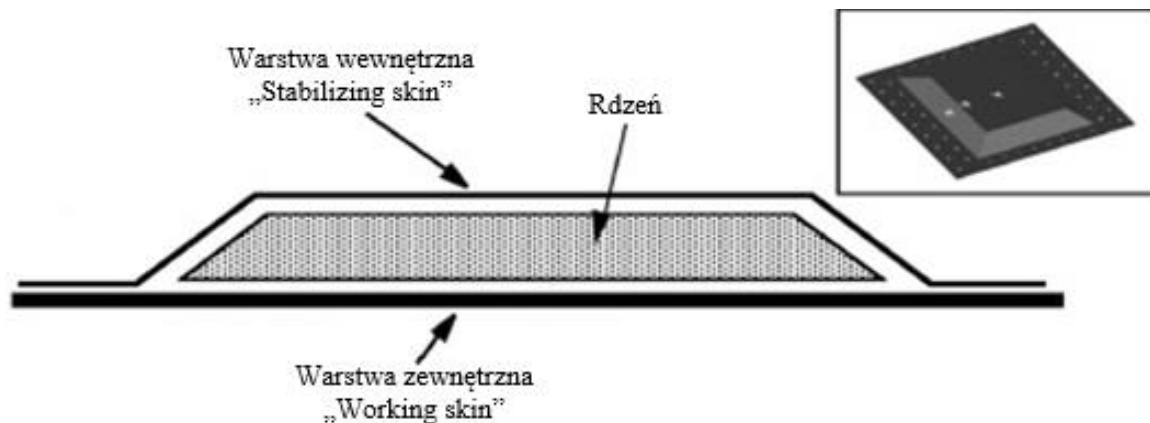


Rysunek 19. Schematy konstrukcji kanapkowych z wypełnieniem z plastra miodu i porowatym rdzeniem.

Konstrukcje sandwiczowe do zastosowań lotniczych można podzielić na symetryczne i asymetryczne, które mają różne zastosowania w praktyce. Symetryczne sandwicze są stosowane głównie ze względu na ich odporność na wyboczenie i sztywność zginania. Ten typ sandwicza doskonale nadaje się do konstrukcji ciśnieniowych lub poddawanych obciążeniom aerodynamicznym, ogólnie rzecz biorąc, jest zdecydowanie najszerszej stosowany. W konstrukcji samolotów stosuje się również inny, nieco mniej popularny typ

sandwicza tzw. asymetryczny. Tak jak w przypadku klasycznych kadłubów składających się z cienkiego poszycia stabilizowanego usztywnieniami, sandwicz asymetryczny składa się z pierwszego poszycia z laminatu węglowego zwanego "Working Skin", który przejmuje większość naprężeń membranowych z konstrukcji. Odporność na wyboczenie tego poszycia jest zapewniona przez rdzeń i drugie poszycie, zaprojektowane w minimalnym dozwolonym stopniu i składające się z jednej lub dwóch warstw węgla lub Kevlaru, zwane "poszyciem stabilizującym" [7].

Oprócz szczególnie wysokich właściwości mechanicznych, rozwiązanie to ma tę zaletę, że jego strefy połączeń znajdują się w obszarach czystego laminatu, co pozwala ominąć delikatny problem przenoszenia sił zlokalizowanych na oba poszycia przez wkładki. Z drugiej strony, jego zastosowanie jest ograniczone do konstrukcji bezciśnieniowych i umiarkowanie obciążonych typu helikopter, lekki samolot lub dron. Kolejną zasadniczą różnicą jest geometryczne zachowanie nieliniowe spowodowane przesunięciem linii neutralnej (w teorii belki) w stosunku do linii obciążenia znajdującej się w środku pracującego poszycia. To przesunięcie wywołuje moment zginający, który jest tym większy, im większe jest ugięcie. Występuje zatem sprzężenie siła/przemieszczenie, co generuje typową geometryczną odpowiedź nieliniową i wymaga odpowiedniego podejścia [77, 136].



Rysunek 20. Schemat asymetrycznego kompozytu warstwowego.

Projektowanie konstrukcji z materiałów kompozytowych stanowi często wyzwanie, ponieważ jest uwarunkowane kompromisem pomiędzy lekkością, niezawodnością a kosztami produkcji. Wymagania środowiskowe i oszczędność paliwa są głównymi czynnikami napędzającymi stosowanie lekkich konstrukcji w sektorze lotniczym [137, 138, 139, 140]. Zaawansowane materiały kompozytowe, takie jak polimery wzmocnione włóknami, łączą wysoką sztywność właściwą z elastycznością konstrukcji i dlatego mają szczególnie duży potencjał redukcji masy.

Obniżenie masy oraz wzrost zapotrzebowania na wysoko wytrzymałościowe kompozyty jest spowodowane głównie nowymi normami regulującymi stosowanie lekkich struktur. W adaptacjach lotniczych niska waga ma kluczowe znaczenie dla obniżenia kosztów paliwa. Każdy samolot ma określoną dopuszczalną masę, a nadprogramowe kilogramy są wysoko karane (od 500 do 2000 EUR/kg).

Kompozyty wzmocnione włóknami są złożonymi systemami, składającymi się z dopasowanych, przenoszących obciążenia, warstw włókien i matrycy łączącej. Produkcja ich i projektowanie są często trudne, powolne i kosztowne [141, 142].

Nowo stosowanym kompozytem w konstrukcjach współczesnego lotnictwa jest GLARE (Glass Fibre Reinforced Aluminium Laminates). Stanowi on rozwiązanie hybrydowe złożone z 2-6 warstw aluminium o grubości od 0,2 do 0,5 mm. Pomiędzy skrajnymi warstwami aluminium są usytuowane na przemian warstwy włókien i metalu. Powłoki ukierunkowanych włókien szklanych o grubości 0,125-0,500 mm są spojone osnową z żywicy epoksydowej i połączone z aluminium. Materiał typu GLARE jest droższy od aluminium i innych kompozytów. Ma niską gęstość i jest odporniejszy na korozję. Jego niewątpliwą zaletę stanowi odporność na pęknięcia, a dodatkowo warstwowa, metalowo-kompozytowa konstrukcja zapobiega propagacji pęknięć w miejscu jego powstania [92].

Kolejnym przykładem zastosowania zaawansowanych materiałów kompozytowych w lotnictwie jest Boeing 787 Dreamliner. W samolocie tym udział masowy kompozytów wynosi ok. 50%, natomiast udział objętościowy – 80%. W większości są to laminaty wzmocnione włóknem węglowym. Zostały zastosowane w skrzydłach, kadłubie oraz usterzeniu tego samolotu. Szacuje się, że dalsza przyszłość lotnictwa będzie związana z zastosowaniem tego typu kompozytu [92].

Każdy materiał kompozytowy przeznaczony do wytwarzania struktur lotniczych przed dopuszczeniem do obrotu handlowego musi uzyskać odpowiedni certyfikat. Dokument taki zaświadcza, że dany materiał ma parametry zgodne z przedstawionymi przez dostawcę. Produkcja w sektorze lotniczym podlega licznym wymogom technicznym i ekonomicznym takim jak: wydajności funkcjonalnej, skrócenia czasu realizacji, lekkości, złożoności, zarządzania kosztami i utrzymania. Każdy z tych wymogów jest zależny od siebie, dlatego podczas projektowania bardzo ważne jest kompleksowe podejście [143, 144].

2.4. Podsumowanie

Na podstawie przeglądu literatury odnośnie możliwości aplikacyjnych materiałów warstwowych w transporcie widać różnorodność w postaci wykorzystywanych komponentów i właściwości mechanicznych w zależności od użytych materiałów. Elastyczność w projektowaniu i dostosowaniu tego typu materiałów daje szeroki wachlarz zastosowań i możliwości, które nie są w stanie osiągnąć konwencjonalne materiały. Celem niniejszej pracy jest zaprojektowanie, wytworzenie oraz scharakteryzowanie wybranych właściwości mechanicznych nowego, polimerowego kompozytu warstwowego, który będzie mógł stanowić alternatywę dla obecnie stosowanych materiałów, w produkcji elementów bezzałogowych statków powietrznych (BSP).

Biorąc pod uwagę zalety kompozytów typu sandwich oraz wieloletnie doświadczenie zdobyte podczas użytkowania takich materiałów w transporcie pozwoliło na skonstruowanie materiału warstwowego idealnie spełniającego rekomendowane zadania do obudowy dronu. Podstawowymi założeniami do produkcji lekkiej, energochłonnej osłony bezzałogowego statku powietrznego są:

- niska gęstość;
- wysoka wytrzymałość mechaniczna;
- wysoka udarność;
- absorpcja energii na wielu płaszczyznach;
- dobra adhezja poszczególnych elementów;
- odporność na uderzenia o niskiej energii.

3. BEZZAŁOGOWE STATKI POWIETRZNE

Systemy zdalnie sterowanych statków powietrznych (ang. remotely piloted aircraft systems, RPAS) to oficjalna nazwa uznana przez komisję europejską dla bezzałogowych statków powietrznych dawniej UA. Nazwa ta odnosi się do wszystkich statków powietrznych eksploatowanych lub zaprojektowanych do działania autonomicznego lub do zdalnego pilotowania bez operatora na pokładzie. Potocznie, używa się wiele innych, podobnie brzmiących skrótów, takich jak: BSP (Bezzałogowy Statek Powietrzny), DRON, UAV (ang. Unmanned Aerial Vehicle- bezzałogowy statek powietrzny), UAS (ang. Unmanned Aircraft Systems- bezzałogowy system powietrzny).

Bezzałogowy system latający składa się z trzech elementów:

- Systemu sterowania, który zwykle znajduje się na ziemi lub na statku, ale może znajdować się na innej platformie powietrznej;
- Bezzałogowy statek powietrzny;
- System dowodzenia i kontroli.

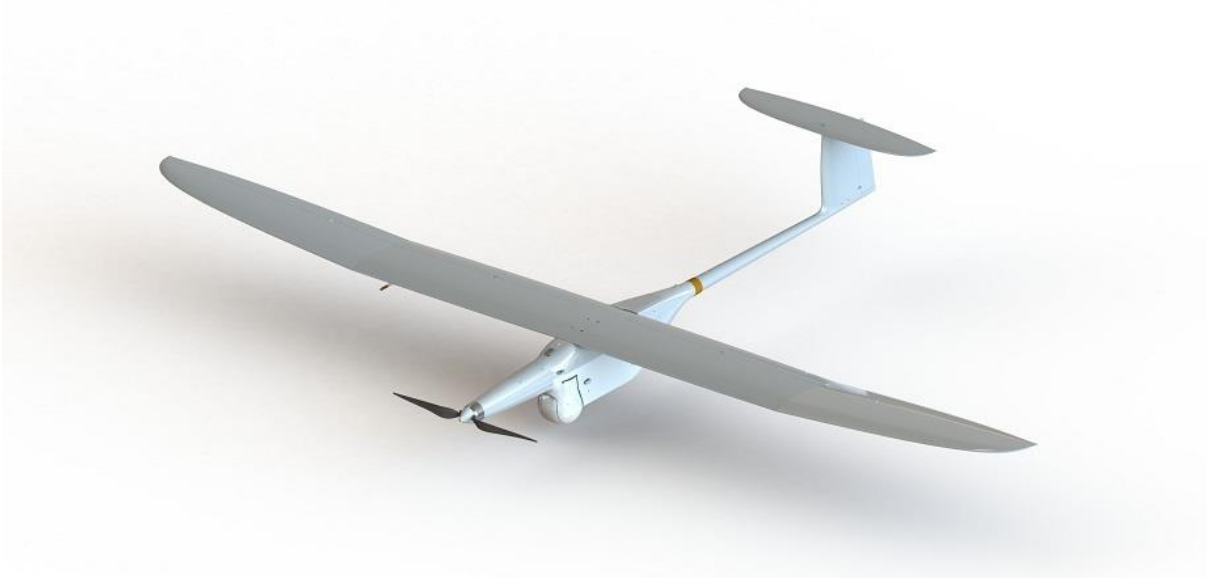
Bezzałogowe urządzenia latające konstruowane były już ponad pół wieku temu, jednak dopiero obecnie nastąpił gwałtowny rozwój tego segmentu lotnictwa. Szacuje się, że do połowy obecnego stulecia drony stanowiąc będą ponad 10% europejskiego rynku lotniczego.

BSP są obecnie wykorzystywane głównie do obserwacji i rozpoznania, przez co zwykle w skład ich wyposażenia wchodzi głowice optoelektroniczne służące do obserwacji. Bezzałogowe statki powietrzne z powodzeniem znajdują zastosowanie w branży geodezyjnej i GIS oraz innych dziedzinach nauki i techniki [145, 146, 147, 148, 149, 150, 151, 152, 153].

Sukces dronów można częściowo wytłumaczyć ich dużą elastycznością w zakresie przenoszenia różnych czujników i urządzeń. Zakres zastosowania określa najlepszą kombinację platformy lotniczej i ładowności. Chociaż drony występują w wielu różnych kształtach i rozmiarach, szeroko rozpowszechnione małe samoloty ze skrzydłami stałymi (Rys.21) i wiroplątami (Rys.22) są często wykorzystywane do nagrywania filmów i fotografowania. Te drony klasy konsumenckiej w połączeniu z lekkimi kamerami i czujnikami wielospektralnymi mogą zapewnić profesjonalne rozwiązania mapowania za ułamek kosztów poprzednich technik fotogrametrycznych.



Rysunek 21. Dron ze skrzydłami wielowirnikowymi „quadcopter” [154].



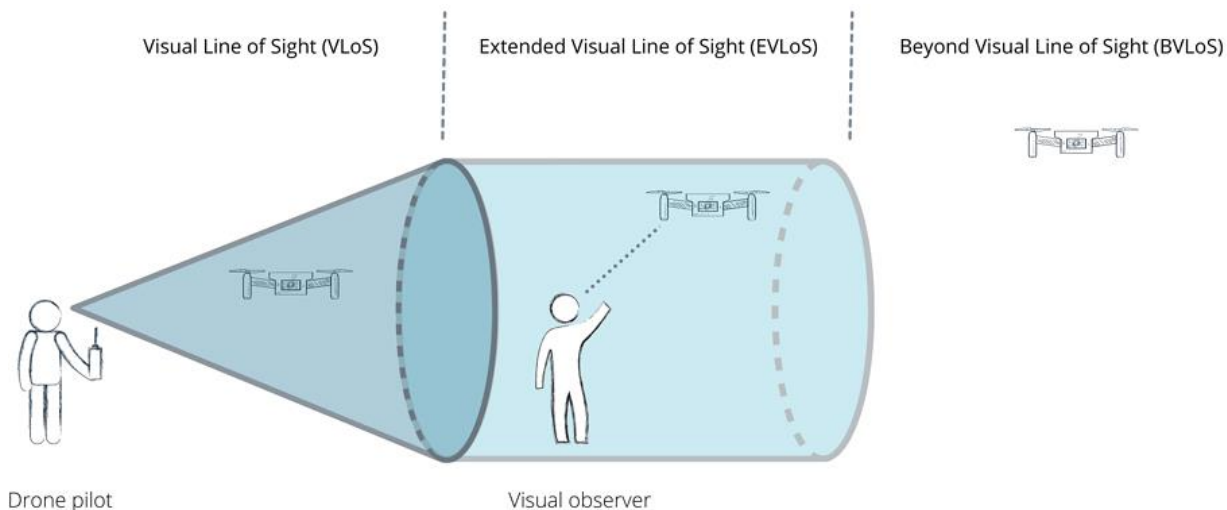
Rysunek 22. Polski dron „Flyeye” firmy Flytronic ze skrzydłami stałymi [155].

Drony wykorzystywane np. w monitoringu dzikiej przyrody, badań roślinności i zastosowań ekologicznych wyposażone są w kompaktowe kamery termowizyjne, czujniki hiperspektralne i skanowanie laserowe z dużymi perspektywami, mogą zawierać różnorodne instrumenty do pomiaru m.in. temperatury, wilgotności czy zanieczyszczenia powietrza. Ponadto duże platformy powietrzne mogą podnosić cięższe ładunki i stanowią odpowiednie rozwiązanie do integracji złożonych systemów, które mogą zdalnie wspomagać pobieranie próbek, trzymać ładunek lub dostarczać pomoc. Podsumowanie zastosowań oraz podział

bezzałogowych statków powietrznych przedstawiono w tabeli poniżej [156, 157, 158, 153, 159].

Tabela 4. Klasyfikacja dronów według cech i zastosowań [153].

Rozmiar					
Nano <30mm	Mikro 30 - 100mm	Mini 100 - 300mm	Mały 300 - 500mm	Średni 500mm - 2m ²	Duże >2m ²
Maksymalna masa startowa					
<0,5kg	0,5 - 5kg		5 - 25kg		> 25kg
Zasięg					
Bliski zasięg < 0,8 km		Dalszy zasięg 0,8 - 8 km		Daleki zasięg > 8km	
W zasięgu wzroku (VLOS)		Operacje rozszerzonej widoczności w zasięgu wzroku (ELOS)		Poza zasięgiem wzroku (BLOS)	
Skrzydło					
Obrotowe			Stałe	Hybrydowe (VTOL)	
Winiaki pojedyncze i podwójne		Wielowirnikowy			
Napęd					
Elektryczny	Gaz		Nitro	Solarny	
Montaż					
RTF - Ready To Fly (Gotowy do lotu)		BNF - Bind And Fly (Sparuj z aparaturą i leć)		ARF - Almost Ready to Fly (Prawie gotowy do lotu)	
Zastosowanie					
Logistyka	Monitoring	Inżynieria lądowa	Dziedzictwo kulturowe	Archeologia	Realizowanie prawa
Wojsko	Branża rozrywkowa	Prognoza pogody	Inspekcja przemysłowa	Zarządzanie dziką przyrodą	Ratownictwo



Rysunek 23. Linie widzenia dla bezzałogowego statku powietrznego [160].

Bezzałogowe statki powietrzne są potencjalnie zdolne do monitorowania działań w obszarach i warunkach, w których bezpośrednia obecność ludzi jest kosztowna, niewykonalna lub niezalecana, takie jak otwarte morze, klify lub obszary przybrzeżne. W tych celach drony oferują innowacyjne perspektywy i możliwości [161, 162, 163].

Konieczność posiadania kilku urządzeń i czujników oraz optymalizacji każdego lotu w celu maksymalizacji czasu lotu i pozyskania dużej ilości danych, spowodowała konieczność znalezienia rozwiązań pozwalających na redukcję masy [164, 163].

Ogólny projekt i dobór materiałów w dronach jest bazą w ich efektywnym i wydajnym wykorzystaniu. Materiałami stosowanymi w BSP mogą być materiały metalowe, takie jak np. aluminium. W dużych bezzałogowcach zazwyczaj stosowane są materiały kompozytowe zawierające kevlar, włókno szklane, włókno węglowe i inne materiały, w tym drewno, styropian i tworzywa sztuczne. Elementy dronów wytwarzane z polimerowych materiałów kompozytowych mają przewagę nad konwencjonalnymi materiałami ze względu na ich doskonałe właściwości wytrzymałościowe przy bardzo małej masie [165]. Obecny stan wiedzy oraz elastyczność w projektowaniu BSP pozwala nam na wykorzystanie szerokiego spektrum materiałów. W literaturze znajdują się już prace na temat wykorzystania materiałów kompozytowych w dronach [166, 163, 167, 168].

Przemysł lotniczy coraz bardziej polega na materiałach kompozytowych, aby zmniejszyć masę i koszty produkcji. Popyt i wykorzystanie kompozytów oraz żywic epoksydowych w produkcji dronów również wpisuje się w ten rosnący trend. Systemy żywic epoksydowych, które były przekształcane w struktury laminowane miały pewne problemy w zakresie tworzenia odłamków w czasie eksploatacji w latach 70-tych. Jednak dzięki dużym ulepszeniom, zaawansowane systemy żywic epoksydowych miały pożądane właściwości, aby mogłyby być stosowane w przemyśle lotniczym w późniejszych dekadach.

Oczekuje się, że bezzałogowe systemy powietrzne, przekształcą lotnictwo, a tym samym przyniosą znaczne korzyści gospodarcze, społeczne i rozwojowe. W Europie bezzałogowe systemy powietrzne są postrzegane jako siła napędowa rozwoju gospodarczego, a prognozy sugerują wpływ gospodarczy przekraczający 10 mld EUR rocznie w nadchodzących dziesięcioleciach [170, 171].

4. DOBÓR KOMPONENTÓW

Kompozyty warstwowe mają przewagę nad konwencjonalnymi materiałami dzięki ich elastyczności podczas projektowania. Jesteśmy w stanie konstytuować nowy materiał, przy wykorzystaniu określonych zasobów i technologii, w taki sposób, aby jego właściwości były najbardziej zbliżone do założonych. Podstawowymi cechami do klasyfikacji materiału konstrukcyjnego są jego właściwości fizyczne i mechaniczne. Znajomość tych cech pozwala oszacować reakcję materiału na obciążenia mechaniczne, jakie pojawiają się podczas jego późniejszego użytkowania w określonym środowisku. Dodatkowo zapewniona jest odpowiednia trwałość i czas użytkowania [89].

Struktury warstwowe w najprostszej postaci można postrzegać jako strukturę złożoną z dwóch sztywnych warstw (warstw licowych), oddzielonych grubą warstwą środkową z materiału o małej gęstości (warstwa rdzenia). Do wyboru jest szeroka gama biorących udział opcji materiałów, jeśli chodzi o żywice, włókna i rdzenie, wszystkie o unikalnym zestawie właściwości, takich jak wytrzymałość, sztywność, twardość, odporność na ciepło, koszt, szybkość produkcji i inne. Wypadkowe właściwości kompozytów są funkcją poszczególnych parametrów oraz sposobu projektowania i wytwarzania tych materiałów [113]. Arkusze licowe w konstrukcji przekładkowej odpowiadają za zapewnienie sztywności poza płaszczyzną i odporności na uderzenia.

Rodzaj zastosowanej osnowy ma duży wpływ na wytrzymałość kompozytów. Kompozyty na bazie termoplastów są dobrym wyborem, jeżeli zależy nam na krótkim czasie przetwarzania, dodatkową zaletą jest długi okres trwałości, możliwość recyklingu i odporność na chemikalia [172, 173]. Stosowanie tworzyw termoutwardzalnych jest lepszym wyborem ze względu na ich doskonałą wytrzymałość i zastosowania w wysokich temperaturach czego nie możemy uzyskać w przypadku tworzyw termoplastycznych [174]. Hebert i in. [175] wykazali, że rodzaj zastosowanej osnowy ma duży wpływ na udarność kompozytów. Badanie charakterystyki dynamicznej żywic wykazało, że uretan (termoplastyczny) wykazał zauważalnie sztywniejsze zachowanie w porównaniu z estrem winylowym. Dodatkowo panele uretanowe wykazywały mniejsze rozwarstwienie w porównaniu z panelami winyloestrowymi [176].

Krytycznym miejscem w kompozytach warstwowych jest miejsce połączenia pokryć z rdzeniem. Połączenie to musi być na tyle trwałe, aby wytrzymać naprężenia występujące w obu warstwach. Dlatego też materiał adhezyjny oraz sposób łączenia elementów mają kluczowe znaczenie dla wytrzymałości tego typu kompozytu [166]. Przeprowadzono różne

badania, aby zapobiec lub zmniejszyć rozwarstwianie laminatów. Jednym ze sposobów jest modyfikacja osnowy polimerowej poprzez wprowadzenie dodatków poprawiających adhezję i wytrzymałość. Korzystając z analizy numerycznej, Hasan i Batra [177] wykazali, że zwiększenie modułu ścinania osnowy zmniejsza ugięcie środka próbki poza płaszczyzną. Dodatkowo takie kompozyty najpierw pochłaniają energię przez pękanie włókna i osnowy opóźniając inicjację uszkodzenia w głąb próbki.

Niska zawartość żywicy w kompozytach warstwowych jest pożądana ze względu na zmniejszenie masy gotowego wyrobu. Dzięki temu poszczególne warstwy są ze sobą sklezione a nie zatopione w osnowie. Powoduje to wprowadzenie dodatkowych mechanizmów rozpraszania energii związane z delaminacją i odspojeniem włókien od matrycy polimerowej [178].

Kolejnym elementem składowym jest rodzaj zastosowanego wzmocnienia. Zorientowanie włókien w postaci tkanin daje zdecydowanie wyższą odporność niż te same włókna luźno rozmieszczone w osnowie. Odporność tkanin jest wypadkową wielu czynników takich jak materiały włókienkowe, rodzaje splotów, masa powierzchniowa, liczba przędzy i tkaniny. Wśród różnych mechanizmów wpływających na odporność tkanin na uderzenia, architekturę tkania zidentyfikowano jako jeden z głównych czynników wpływających na właściwości mechaniczne i pochłanianie energii przez tkaniny [179]. Zaobserwowano, że tkaniny o splocie płóciennym działają lepiej niż inne struktury tkackie (tj. architektury: skośne, satynowe i koszykowe) [180].

Wpływ architektury tkackiej na odporność balistyczną podkreślali różni autorzy. Chu i Chen [181] porównywali pochłanianie energii przez sześć różnych tkanin Kevlar®29. Tkaniny te miały identyczną liczbę denierów⁴ i przędzy oraz podobne gęstości powierzchniowe tkanin. Po przeanalizowaniu wyników doszli do wniosku że tkaniny jednowarstwowe ze splotem diagonalnym pochłaniają 70% mniej energii niż podobne tkaniny ze splotem płóciennym. Zhou i Chen [182] skonstruowała serię modeli elementów skończonych symulujących tkaniny o różnych strukturach tkackich. Dzięki zastosowaniu identycznych ustawień dla materiałów przędzy, deniera przędzy i liczby przędz, wyniki wykazały, że splot płócienny pochłania o 34% więcej energii niż splot satynowy. Chociaż wpływ każdego indywidualnego parametru tkania pozostaje obszarem do dalszych badań,

⁴ Denier (DEN) - jednostka gęstości liniowej włókien syntetycznych. Włókno o długości 9000 metrów i masie 1 grama ma gęstość 1 deniera.

symulacja elementów skończonych wykazała możliwość zapewnienia opłacalnego podejścia do analizy odporności tkaniny na uderzenia. Hasan i Batra [177] opracowali model MES, który demonstruje wpływ modułu sprężystości włókien na ugięcie panelu centralnego oraz udział objętościowy włókien na rozpraszanie energii z powodu różnych trybów awarii. Wzrost modułu sprężystości włókna zmienia tempo rozwoju uszkodzeń włókno/matryca (odklejanie się wraz z włóknem), opóźniając inicjację pęknięcia osnowy. Wzrost modułu ścinania włókien opóźnia pęknięcie, jednocześnie zwiększając uszkodzenia podczas odklejania włókien/matrycy. Wzrost udziału objętościowego włókien zmniejsza rozpraszanie energii z powodu pęknięcia włókien i zwiększa rozpraszanie energii w wyniku delaminacji i rozwarstwiania włókien z osnową. Wzrost udziału objętościowego włókien nie ma znaczącego wpływu na energię potrzebną do odkształcenia korpusu.

Mouritz [183] zbadał wpływ zawartości objętościowej włókien ze szkła E na mechanizm niszczenia kompozytów. Porównywał dwa rodzaje GFRP o niskiej zawartości włókien (29%) i wysokiej zawartości włókien (41%). Chociaż mechanizm niszczenia był podobny (pęknięcie między włóknem a osnową → pęknięcie osnowy → uszkodzenie włókna), GFRP z wyższą zawartością włókien wymagał większego ciśnienia fali uderzeniowej, aby spowodować całkowite pęknięcie włókien.

Gęstość powierzchniowa (g/m^2) włókien w laminacie może znacząco wpłynąć na stopień uszkodzenia spowodowanego uderzeniem. Franz i współpracownicy [184] badali doświadczalnie wpływ gęstości powierzchniowej ciętych włókien szklanych typu E na poziom uszkodzenia delaminacyjnego kompozytów w wyniku obciążenia podmuchem powietrza. W płytach kompozytowych z włókna szklanego poddanych działaniu uderzenia zaobserwowano trzy różne rodzaje uszkodzeń: delaminację, penetrację i pęknięcie matrycy. Spośród nich, pęknięcie matrycy określono jako uszkodzenie początkowe, a penetrację jako uszkodzenie końcowe. Autorzy zaprezentowali zależność między gęstością powierzchniową włókien w płytach kompozytowych wykazując wzrost proggu uszkodzenia początkowego wraz ze wzrostem ilości włókien. Mouritz [185] powiązał gęstość powierzchniową włókien ciętych z ilością warstw stwierdzając, że zmniejszenie gęstości powierzchniowej powoduje zwiększenie ilości warstw na jednostkę grubości, co dodatkowo zwiększa rozproszenie energii uderzenia. Dzieje się tak dlatego, że wraz ze wzrostem liczby połączeń warstwowych rośnie ilość miejsc w których może zajść delaminacja. Podobny wniosek został sformułowany przez Heberta i współpracowników [186], którzy porównali odporność na zniszczenie dwóch laminatów wzmocnionych lekką ($4,88 \text{ kg/m}^2$) lub ciężką ($7,32 \text{ kg/m}^2$) tkaniną szklaną bez szwów. Odporność na uderzenie była wyższa w przypadku laminatu wzmocnionego lekką

tkaniną. Ten wzrost odporności przypisano temu materiałowi, który posiada więcej połączeń warstwowych na jednostkę grubości, co pozwala rozproszyć energię fali uderzeniowej poprzez pękanie przy rozwarstwianiu.

Konstrukcja warstwowa tworzy strukturę o doskonałym stosunku sztywności zginania do masy, wysokim ścinaniu poprzecznym i lepszej odporności w porównaniu ze sztywnym materiałem licowym. Materiał rdzenia dominuje w poprzecznym zachowaniu ścinania w strukturze przekładkowej. Dlatego rdzeń odgrywa kluczową rolę w łagodzeniu energii uderzenia. Większość energii padającej jest zużywana podczas transmisji przez rdzeń ze względu na niedopasowanie impedancji spowodowane grubością rdzeni i odkształceniem plastycznym.

W porównaniu z płytami jednowarstwowymi, płyty wielowarstwowe z rdzeniem piankowym zapewniają lepszą odporność na uderzenia [187, 188]. Takie kompozyty zapewniają wyższą wydajność siły zgniatania niż jednowarstwowe, ponieważ obciążenie szczytowe znacznie spada wraz ze wzrostem liczby warstw rdzenia, podczas gdy absorpcja energii utrzymuje się na prawie stałym poziomie [189]. Ponadto, bardzo ważne są wiązania międzyfazowe poszczególnych warstw [190, 191]. Zwiększenie liczby warstw może zmniejszyć maksymalne ugięcie, tylko wtedy, gdy występuje dobra adhezja [192].

Zhai i in. przeanalizowali odpowiedzi dynamiczne kompozytowej płyty warstwowej z podwójnymi lepkosprężystymi warstwami rdzenia. Doszli do wniosku, że płyta warstwowa z podwójnymi rdzeniami wykazuje większe tłumienie niż płyta warstwowa z pojedynczym rdzeniem [193]. Selvaraj i in. badali drgania swobodne podwójnej, lepkosprężystej belki warstwowej z rdzeniem, stosując model ANSYS i pomiary eksperymentalne. Wyniki pokazują, że belka typu sandwich z podwójnym rdzeniem zwiększa sztywność konstrukcyjną w porównaniu z belką typu sandwich z jednym rdzeniem [194]. Zespół pod kierownictwem Selvaraj [195] w pracy dotyczącej badań właściwości materiałowych, mechanicznych i dynamicznych kompozytowych płyt warstwowych wzmacnianych włóknami naturalnymi, udowodnili na podstawie analizy numerycznej, że wielordzeniowa płyta warstwowa wykazuje większą sztywność strukturalną w porównaniu z płytą jednordzeniową [196].

Dobór składników do wytworzenia kompozytów warstwowych odbywał się na podstawie przeglądu literatury. Zgodnie z przeglądem literatury do wytworzenia kompozytów warstwowych wykorzystano termoutwardzalną żywicę epoksydową epidian 5, aby zminimalizować jej podstawowe wady takie jak kruchość wprowadzono poliuretan desmocap 12. Wprowadzenie modyfikatora uelastyczyło żywicę (co potwierdza spadek

modułu podczas badania trójpunktowego zginania) i spowodowało lepszą kompatybilność matrycy polimerowej do tkaniny aramidowej i rdzenia ze spienionego PVC. Do wytworzenia kompozytów warstwowych wykorzystano dwa rodzaje tkaniny aramidowej. Pierwsza o splocie płóciennym i gramaturze 220g/m² i druga o splocie skośnym o gramaturze 300g/m².

Zastosowanie pojedynczej warstwy tkaniny pozwala zrozumieć mechanizm pęknięcia kompozytu warstwowego. Badając wpływ rodzaju zastosowanej tkaniny na parametry wytrzymałościowe poszczególnych kompozytów, można zbadać zależności wytrzymałości od rodzaju wzmocnienia. W dalszych pracach warto rozważyć wprowadzenie większej ilości warstw tkaniny w kompozytach.

Zastosowanie trzech cienkich rdzeni PVC znajduje potwierdzenie w literaturze. Wielordzeniowe struktury warstwowe mogą mieć wyższą wytrzymałość konstrukcyjną niż jednorodzeniowe struktury o takim samym składzie, przy zachowaniu tej samej grubości kompozytu.

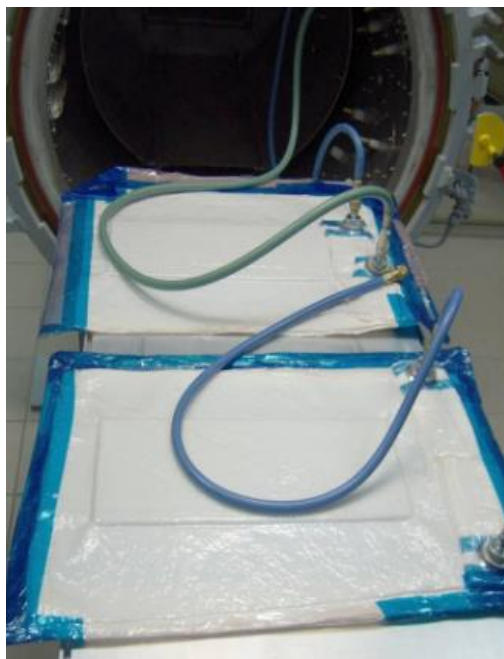
Idealny kompozyt warstwy powinien charakteryzować się bardzo dobrą adhezją osnowy do rdzenia, aby uniknąć rozwarstwiania pomiędzy blachami wierzchnimi a materiałami rdzeniowymi [197]. Niski poziom zawartości żywicy jest również korzystny, ponieważ pozwala na odspojenie włókna od osnowy (dodatkowy mechanizm rozpraszania energii), a jednocześnie zachowanie wysokiej wytrzymałości właściwej i niskiej masy gotowego wyrobu.

4.1. Metody wytwarzania

Sposób wytwarzania kompozytów warstwowych ma istotny wpływ na ich właściwości wytrzymałościowe. Istotą tego problemu zajmował się zespół pod kierownictwem Krzyżak. Analizował wpływ technologii wytwarzania laminatów warstwowych na wybrane właściwości mechaniczne. Opisane w pracy kompozyty warstwowe zostały wykonane trzema różnymi metodami: laminowanie ręczne, formowanie metodą prasowania oraz z wykorzystaniem autoklawu. Pomiar grubości płyt kompozytowych wykazały, że największą grubość miały elementy wykonane ręcznie. W porównaniu do metody wykorzystującej prasowanie grubość była większa średnio o 2,2% i o 4% w przypadku kompozytów wytworzonych metodą autoklawową [12].

Metoda z wykorzystaniem autoklawu pozwoliła na wytworzenie kompozytów wyróżniających się najwyższymi wartościami udarności i modułu sprężystości. Zastosowanie autoklawu wpłynęło na uzyskanie materiałów wyróżniających się zachowaną wysoką

powtarzalnością. Kompozyty wytworzone tą metodą odznaczały się niemal całkowitym brakiem nieciągłości strukturalnych oraz wizualnie wysoką jakością powierzchni (gładkość i jednorodność).



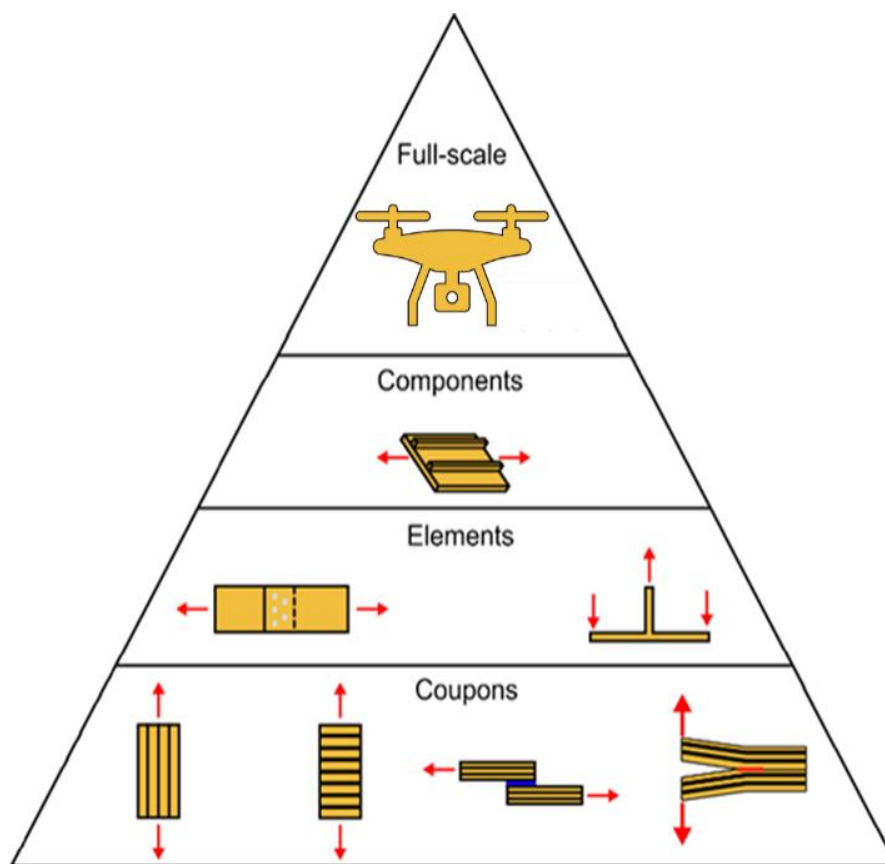
Rysunek 24. Przed transportem do autoklawu należy wykonać próżnię w opakowaniach [12].

Obecność wad powierzchniowych (pęcherzyków powietrza, nierówności powierzchni) w przypadku zastosowania technologii laminowania ręcznego skutkowało uzyskaniem wyników badań wytrzymałościowych charakteryzujących się dużą zmiennością.

Technika wytwarzania kompozytów warstwowych ma istotny wpływ na właściwości wytrzymałościowe, ale może być czynnikiem kosztotwórczym i znacząco podnieść cenę wytworzonego wyrobu. Wykorzystanie metody laminowania ręcznego w niniejszej pracy było kierowane czynnikami ekonomicznymi oraz projektowym charakterem pracy.

5. BADANIA KOMPOZYTÓW WARSTWOWYCH – PRZEGLĄD LITERATURY

Konstytuowanie właściwości wytrzymałościowych elementów do wytworzenia BSP odbywa się już na etapie badań wstępnych - właściwości mechanicznych kompozytów warstwowych. W celu ograniczenia badań elementów konstrukcyjnych, a co za tym idzie zmniejszenie kosztów w większości przypadków wykonuje się badania zgodnie z podejściem piramidy testowej (rys. 25). Podejście to jest szczególnie ważne w sektorach o krytycznej masie, takich jak lotnictwo i kosmonautyka oraz BSP. W podejściu modułowym duża liczba próbek jest testowana w celu wygenerowania danych materiałowych, a następnie mniejsza liczba próbek reprezentujących elementy konstrukcyjne (np. otwór obciążony sworzniem lub połączenie klejowe z pojedynczą zakładką itp.). Idea tego podejścia polega na tym, że testy na niższym poziomie generują niezbędne dane materiałowe, które następnie kierunkują podczas testów wyższego poziomu. Jednym z przykładów może być analiza wpływów środowiska, ponieważ testowanie komponentów lub konstrukcji w pełnej skali we wszystkich możliwych warunkach środowiskowych byłoby bardzo kosztowne [198].



Rysunek 25. Schematyczny przykład piramidy testowej dla kompozytowego statku powietrznego; czerwone strzałki schematycznie wskazują kierunek przyłożonych obciążeń dla różnych przypadków testowych.

Najczęściej badanymi właściwościami mechanicznymi kompozytów warstwowych są pomiary wytrzymałości na ściskanie, próba trójpunktowego zginania oraz badania odporności na przebicie. Odkrywanie wartości tych właściwości mierzonych w symulowanych warunkach pracy elementu daje możliwość odniesienia ich do rzeczywistych warunków pracy i jednoznacznego określenia przydatności danego materiału. Należy pamiętać, że właściwości materiału określone w trakcie badań mechanicznych zależą od warunków, w jakich zostały wyznaczone. Na uzyskane wyniki znaczący wpływ mają następujące czynniki: zastosowane próbki (ich kształt i wymiary), zastosowana maszyna wytrzymałościowa (mocowanie próbek na niej zamontowanych, a także sztywność układu pomiarowego) oraz prędkość zmieniającego się obciążenia. Właściwości mechaniczne kompozytu warstwowego zależą od właściwości cząstkowych elementów, z których ten kompozyt został zbudowany.

5.1. Wytrzymałość na zginanie

Próbie zginania płyt warstwowych można przeprowadzić w oparciu o normy ASTM C 393-00 lub PN-EN ISO 14125: 2001. Dokumenty te określają następujące czynniki: kształt i wymiary próbek, sposób przeprowadzania pomiarów oraz metodykę analizy wyników. Próbie zginania można wykonać metodą trzy- lub czteropunktową [199, 200]. Uszkodzenie płyt warstwowych w próbie zginania występuje głównie w rdzeniu materiału. Jest to pęknięcie ślizgowe rdzenia spowodowane siłami ścinającymi. Ostateczna wytrzymałość na ścinanie rośnie proporcjonalnie do gęstości zastosowanego rdzenia piankowego i wraz ze spadkiem poziomu porowatości. Zwiększenie grubości pianki nie poprawia tej cechy. Istnieją dwie główne koncepcje wyjaśniające zachowanie się kompozytów warstwowych przy zginaniu: wytrzymałość okładzin i wytrzymałość rdzenia na ścinanie. Właściwości te mogą być badane w próbie zginania trzy- lub czteropunktowego i szacowane na podstawie krzywych obciążenie-odkształcenie [13, 201].

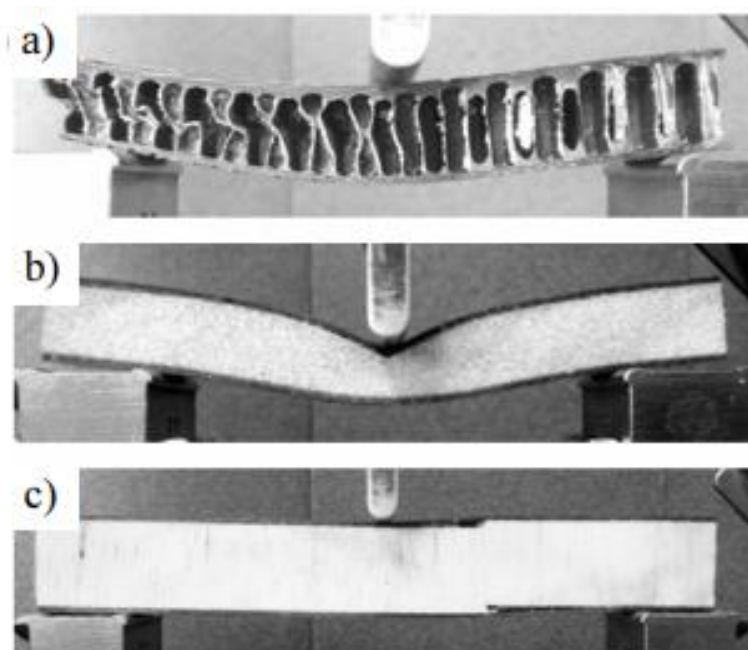
Zwiększenie wytrzymałości na zginanie płyty warstwowej można uzyskać stosując poszycie z materiału o większej sztywności lub zwiększając jego grubość. Jeśli rdzeń piankowy ma niską wytrzymałość na ścinanie lub jest kruchy, jego uszkodzenie może być natychmiastowe i nieprzewidywalne. W przypadku zastosowania materiału o dużej wytrzymałości na ścinanie na rdzeń może wystąpić dekohezja powodująca rozwarstwienie pomiędzy rdzeniem a zewnętrznymi warstwami konstrukcyjnymi płyty. Zniszczenie rdzenia podczas próby zginania następuje zwykle bezpośrednio pod punktem obciążenia, czyli w miejscu, w którym siły ścinające i moment zginający osiągają maksymalne

wartości. Z wymienionych powodów inicjacja, propagacja i zatrzymanie rozwoju pęknięć prowadzących do rozwarstwienia są istotnym aspektem w badaniach konstrukcji warstwowych.

Istotne znaczenie dla zapobiegania katastrofalnym uszkodzeniom mają również tryby zniszczenia tych kompozytów przy zginaniu. Dopuszczalne tryby zniszczenia struktur warstwowych w próbie zginania trójpunktowego są skategoryzowane jako marszczenie lica, ścinanie rdzenia, wgniecenie i odspajanie lica od rdzenia. Ogólnie rzecz biorąc, inicjacja pęknięcia ścinającego rozpoczyna się po stronie ściskającej sandwicza, a propagacja następuje przez rdzeń pod kątem, po czym następuje odspajanie po stronie rozciągającej kompozytu w przypadku poddania go obciążeniu zginającemu. Jednak w przypadku prób zginania trójpunktowego, ze względu na średnicę i geometrię urządzenia, obserwuje się inicjację pęknięcia na powierzchni ściskającej, co powoduje lokalne pęknięcie zarówno na powierzchni ściskającej, jak i w rdzeniu pianki, co jest niedopuszczalne.

Wykonano wiele prac dotyczących trybów zniszczenia płyt warstwowych z rdzeniem piankowym poddanych obciążeniom statycznym. Na przykład, Allen [202] i Zenkert [203] dokonali przeglądu podstawowych trybów zniszczenia w konstrukcjach warstwowych, Daniel i inni [204] badali tryby zniszczenia w belkach warstwowych, Gdoutos i współpracownicy [205] scharakteryzowali zniszczenie przez wgniecenie, a w innej publikacji [206] opisali również marszczenie powierzchni ściskanych. Steeves i Fleck [207, 208] szczegółowo badali mechanizmy zniszczenia belki warstwowej wykonanej z tkanych warstw szklano-epoksydowych i rdzenia z pianki PVC Divinycell pod obciążeniem statycznym.

W pracy pod kierownictwem Greń [13] zbadano mechanizmy zniszczenia różnego rodzaju kompozytów „sandwich” podczas próby 3-punktowego zginania. Przedmiotem badań przedstawionych w artykule są kompozyty przekładkowe, zbudowane z okładek - laminatów z tkaniny węglowej (o gramaturze 160 g/m^2) przesączonych żywicą epoksydową Epidian 601- oraz rdzeni o odmiennej geometrii. Jako materiały na rdzenie zastosowano piankę polimerową (Divinycell H60), balsę (ProBalsa, DIAB) oraz aramidową strukturę typu plaster miodu (Hexcel). Dzięki modyfikacji składu kompozytu można było porównać wytrzymałość na ścinanie oraz pracę zniszczenia otrzymanych struktur podczas zginania (rys. 26).

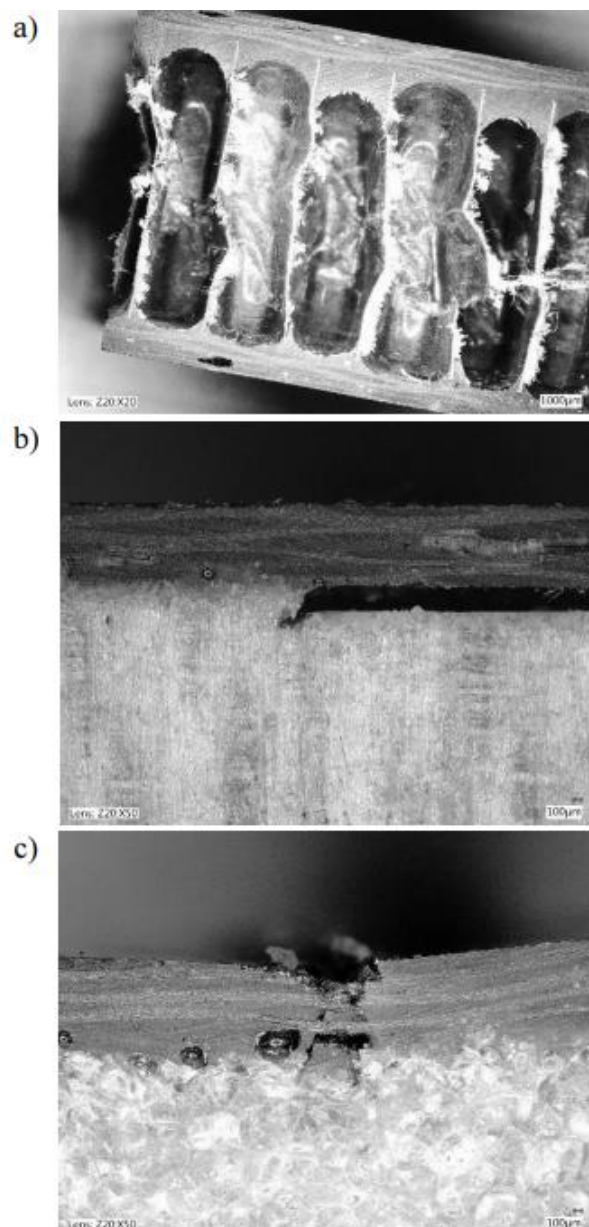


Rysunek 26. Wygląd próbek podczas testu trójpunktowego zginania a) kompozyt z aramidowym plastrem, b) kompozyt z pianką, c) kompozyt z balsą [13].

Materiał z balsą odkształca się sprężysto do momentu pojawienia się pęknięcia w rdzeniu i oddzielenia się od siebie warstw. Kompozyt z plastrem miodu jest obiecującym materiałem jego odkształcenie przebiegało kilku etapowo - najpierw sprężysto, a następnie poprzez zapadanie się komórek. Tylko te dwa materiały w połączeniu z czterowarstwową okładką węglową ulegają ścinaniu. Izotropowe pianki w badanym zestawieniu nie spełniły oczekiwań, zaobserwowany niedopuszczalny mechanizm zniszczenia dla badania trójpunktowego kompozytów warstwowych (odspajanie lica od rdzenia w miejscu przyłożenia siły). Schematy mechanizmów zniszczenia poszczególnych kompozytów przedstawiono na rysunku 27 i zdjęciu z mikroskopu, rysunek 28.



Rysunek 27. Schematyczny wygląd próbek po zniszczeniu- od lewej z aramidowym plastrem miodu, z balsą, z pianką [13].



Rysunek 28. Zdjęcie mikroskopowe zniszczeń w próbkach a) kompozyt z aramidowym plastrem, b) kompozyt z pianką, c) kompozyt z balsą [13].

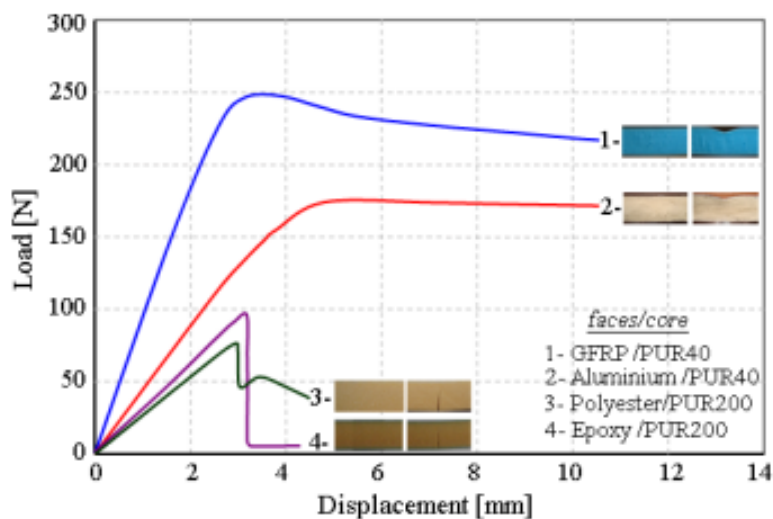
Najwyższą wartość wytrzymałości na ścinanie właściwe, $8.7 \cdot 10^3$ Nm/kg, uzyskał kompozyt z rdzeniem z balsy, podczas gdy dla kompozytu z aramidowym plastrem miodu wyniosła ona $3.3 \cdot 10^3$ Nm/kg i dla pianek $4.2 \cdot 10^3$ Nm/kg. Dodatkowo obliczono pracę zniszczenia poszczególnych materiałów. Dla kompozytu z plastrem miodu była ona najwyższa i wyniosła 9.3 kJ/m², natomiast wartość tego parametru dla balsy była najniższa: 3.3 kJ/m² dla pianek wynosiła 7.6 kJ/m² [13].

Zespół pod kierownictwem Caglayan [209] badali kompozyty warstwowe z rdzeniem ze sztywnej pianki PU wzmocnionych włóknem węglowym. Zaobserwowali, że uszkodzenie rdzenia przy ścinaniu rozpoczyna się po stronie ściskania kompozytów warstwowych

w pobliżu punktu obciążenia i propaguje się wzdłuż głębokości rdzenia, powodując jego odspajanie po stronie rozciągania. Odspajanie obserwuje się prawie we wszystkich próbkach. Ponadto, odspajanie pomiędzy warstwą wierzchnią a rdzeniem nie jest widoczne aż do momentu osiągnięcia wytrzymałości na ścinanie rdzenia dla każdej próbki, co wskazuje na dobrą adhezję pomiędzy prepregiem epoksydowo-węglowym a pianką PU.

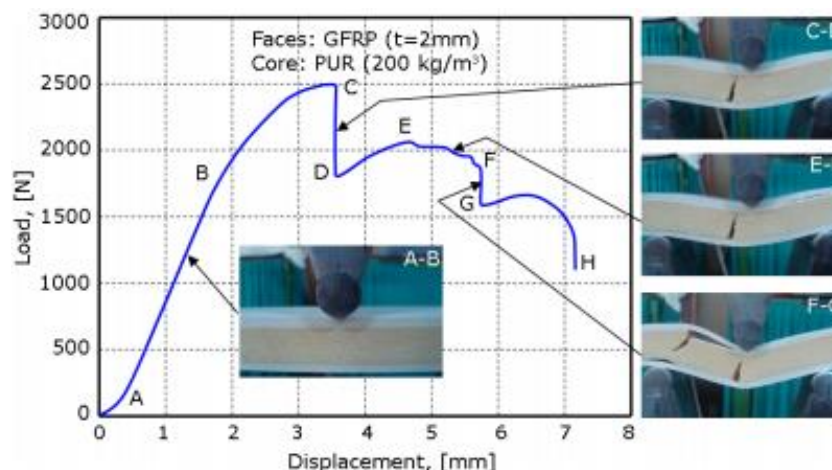
W ramach programu eksperymentalnego zespół pod kierownictwem Linul [210] zbadał sposób zniszczenia kompozytowych belek warstwowych z różnymi rdzeniami i różnymi powierzchniami czołowymi. Jako materiał rdzeniowy zastosowano pianki o gęstości 40 i 200 kg/m³, natomiast materiałami wierzchnimi były: polimer wzmocniony włóknem szklanym (GFRP), poliester, epoksyd i aluminium.

Wyznaczono wytrzymałość na trójpunktowe zginanie kompozytów warstwowych. Na wykresie poniżej zaprezentowano tylko dane dla kompozycji z pianką o gęstości 40 kg/m³, ale o zmiennych arkuszach licowych. Z danych przedstawionych na tym wykresie widać że najwyższą wytrzymałość na trójpunktowe zginanie charakteryzował się kompozyt na bazie polimeru wzmocnionego włóknem szklanym.



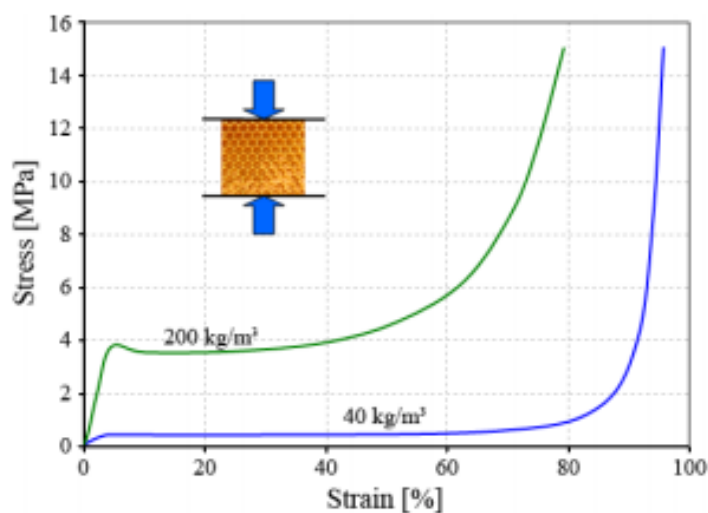
Rysunek 29. Krzywe obciążenie-przemieszczenie zastosowanych belek sandwiczowych podczas trójpunktowego zginania [210].

W kolejnym etapie wymieniono rdzeń piankowy z gęstości 40 kg/m³ na 200 kg/m³. Zaobserwowano, że zmieniając tylko rdzeń kompozyt potrafi wytrzymać obciążenie prawie 10-krotnie większe niż miało to miejsce przy piance o niższej gęstości. Na wykresie poniżej wyznaczono mechanizmy zniszczenia kompozytu warstwowego z pianką o gęstości 200 kg/m³ wzmocnionej tkanina szklaną.



Rysunek 30. Krzywa obciążenie-przemieszczenie dla kompozytu warstwowego podczas trójpunktowego zginania [210].

W kolejny etapie wyznaczono główne właściwości mechaniczne przy ściskaniu materiału rdzenia. W tym celu na podstawie danych uzyskanych z maszyny wytrzymałościowej wykreślono typowe krzywe naprężenie-odkształcenie przy ściskaniu dla samych pianek poliuretanowych o różnej gęstości (40 i 200 kg/m³).



Rysunek 31. Wpływ gęstości na krzywe naprężenie – odkształcenie podczas ściskania [210].

Na zarejestrowanych krzywych naprężenie-odkształcenie można wyróżnić następujące obszary: pierwsza część krzywej wykazuje zachowanie liniowo-sprężyste, aż do granicy plastyczności (do 5%), niewielkie zwiększenie naprężenia po granicy plastyczności, następnie krzywa jest płaska (pomiędzy 10-60%), a na końcu następuje wzrost naprężenia, zwany zagęszczeniem (powyżej 60% odkształcenia).

Po przetworzeniu danych otrzymano wartość modułu Younga równą 4,2 MPa dla pianki o gęstości 40 kg/m³, i 122 MPa dla pianki o gęstości 200 kg/m³. Ponadto, wartości

granicy plastyczności wyniosły 0,38 MPa dla pianki o najniższej gęstości i odpowiednio 4,14 MPa dla pianki o wyższej gęstości. Oznacza to, że gęstość odgrywa istotną rolę w określaniu zachowania się kompozytów przy ściskaniu [210].

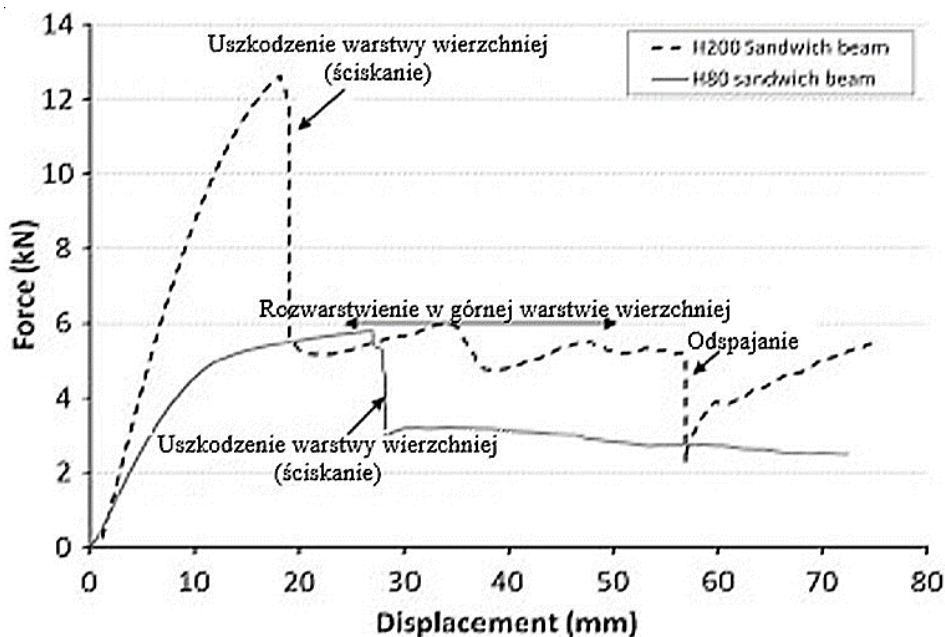
W badaniach Petera i współpracowników [211] zastosowano cząstki popiołu lotnego w ilości od 5-20% wag. jako wzmocnienie pianki poliuretanowej (PU). Wzmocniony PU zastosowano jako rdzeń w kompozytach warstwowych z polimeru wzmocnionego włóknem szklanym (GFRP) lub włóknem węglowym (CFRP). Badania trójpunktowego zginania wskazują, że dodatek popiołu lotnego poprawia sztywność kompozytu warstwowego w obu przypadkach, jednak o odmiennym mechanizmie zniszczenia. Maksymalną wartość obciążenia dla kompozytów warstwowych osiągnięto przy 20% zaw. popiołu lotnego dla kompozytów z okładzinami z włókna szklanego wynosiło 699,30 N a dla kompozytów z włóknem węglowym 797,37 N.

Mechanizm zniszczenia zaobserwowany podczas zginania próbek warstwowych GFRP polega na, zniszczeniu górnej płyty czołowej i zgniataniem rdzenia. dolna płyta czołowa pozostaje nienaruszona. W przypadku kompozytu warstwowego CFRP uszkodzenie rdzenia poprzedza międzywarstwowe odspajanie blachy wierzchniej od rdzenia. Odspajanie to ma krytyczne znaczenie i poważnie wpływa na integralność strukturalną oraz nośność warstwowych konstrukcji kompozytowych. W celu określenia bezpiecznej trwałości i niezawodności warstwowych konstrukcji kompozytowych wysokiego ryzyka należy w każdym przypadku unikać tego zjawiska, co w przeciwnym razie mogłoby doprowadzić do katastrofalnego zniszczenia całego systemu [211].

Ding i współpracownicy [212] badali wytrzymałość na ścinanie kompozytów warstwowych. Uszkodzenie kompozytów występowało w rdzeniu pianki. Pewne mikropęknięcia pojawiły się w rdzeniu pianki w obszarze wznoszenia się krzywej odkształcenia i ewoluowały, aż do wystąpienia znaczącego pęknięcia ścinającego w piance. Średnia wytrzymałość rdzenia piankowego wyniosła 1,96 MPa. Dodatkowo podczas badań starzeniowych zaobserwowano wysoką odporność na wilgoć rdzenia ze spienionego PVC.

Zespół Langdon [213] w jednej ze swoich prac przeprowadzał badania na kompozytach warstwowych utworzonych z włókna szklanego i rdzenia ze spienionego PVC o dwóch gęstościach (80 kg/m³, 200 kg/m³). Na podstawie opracowanych wyników uzyskano wartości wytrzymałości dla pianek wynoszące odpowiednio 1,4 MPa i 4,9 MPa. Wykonano również próby trójpunktowego zginania belek warstwowych. Próbki uległy zniszczeniu podczas zginania w centralnym punkcie obciążenia. Typową historię przemieszczenia siły dla

każdego typu rdzenia przedstawiono na rys. 32. Gęstszy materiał rdzenia zapewniał większą odporność na zginanie.



Rysunek 32. Wykres siła-przemieszczenie uzyskane w próbie zginania trójpunktowego belek warstwowych [213].

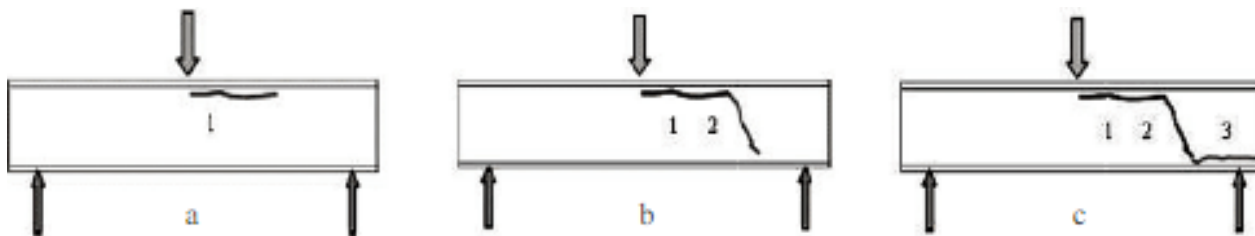
Zespół pod kierownictwem Mostafa [214] określali właściwości ścinające płyt warstwowych. Materiałem rdzenia paneli kompozytowych była 30 mm pianka PVC o zamkniętych komórkach i gęstości 100 kg/m^3 (Divinycell H100). Piankę umieszczono pomiędzy dwoma arkuszami wierzchnimi GFRP, z których każdy składał się z ośmiu warstw tkaniny szklanej, o splocie skośnym (GF285T2/1270). Do połączenia użyto dwuskładnikowego kleju epoksydowego, oznaczonego jako West Systems 105B Epoxy.

Zauważono, że reakcja na ścinanie płyt warstwowych jest w przybliżeniu taka sama jak w przypadku pianki PVC, z wyjątkiem trybu uszkodzenia. Ponieważ zaobserwowany sposób zniszczenia to rozwarstwienie pomiędzy skórą a rdzeniem z pianki, przy czym bardzo cienka warstwa pianki pozostała przyklejona do skóry, co sugeruje, że połączenie adhezyjne pomiędzy arkuszami wierzchnimi a rdzeniem było silniejsze niż wytrzymałość pianki na ścinanie. Wartości jakie uzyskano podczas tego badania to naprężenie $1,3 \text{ MPa}$, moduł $40,16 \text{ MPa}$ i odkształcenie $9,67\%$ [214].

A. Bezazi i inni [215] przeprowadzili analizę degradacji sztywności oraz identyfikację mechanizmów uszkodzeń podczas i po badaniach zmęczeniowych płyt warstwowych z rdzeniem z pianki PVC. Warstwy wierzchnie wykonane były z włókna szklanego (300 g/m^2) i żywicy epoksydowej (SR 1500/SD). Zbadano dwa rdzenie PVC podobnego typu,

ale o różnej gęstości 60 i 80 kg/m³ (Herex C70 75 i C70 55). Zwrócono uwagę na wpływ gęstości i grubości rdzenia na przebieg zniszczenia. Wykazano, że sandwich o większej gęstości rdzenia, wytrzymuje większe obciążenie i posiada większą sztywność w testach statycznych, w połączeniu ze zwiększoną odpornością zmęczeniową. Dodatkowo zauważono, że w obu przypadkach mechanizm zniszczenia jest taki sam i wyglądał następująco:

- pierwszy etap: inicjacja i wzrost pęknięcia w górnej części rdzenia piankowego poddanego ścisłaniu poniżej punktu obciążenia, w odległości 2 do 3 mm od styku warstwy wierzchniej i rdzenia. Ten etap występuje przez większą część badania (80-90%)- rys. 33 a,
- drugi etap: pojawienie się nowego sposobu zniszczenia w wyniku ścinania rdzenia, który rozwijał się z większą prędkością wzrostu pęknięć w porównaniu z etapem 1, aż do osiągnięcia styku z dolną powłoką (rys. 33 b);
- trzeci etap: rozwarstwienie na styku rdzenia i dolnej warstwy poszycia na całej długości próbki przy dużej szybkości wzrostu pęknięć (rys. 33 c);

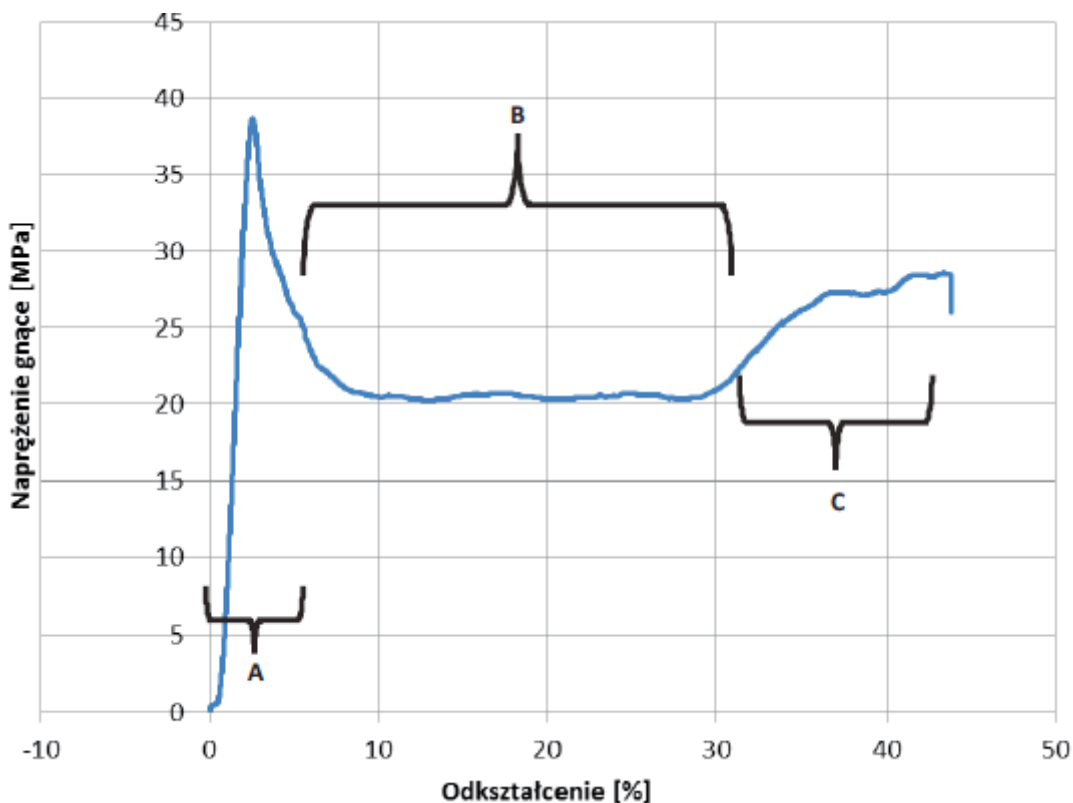


Rysunek 33. Topografia pęknięć kompozytu warstwowego [215].

5.2. Wytrzymałość na ścinanie

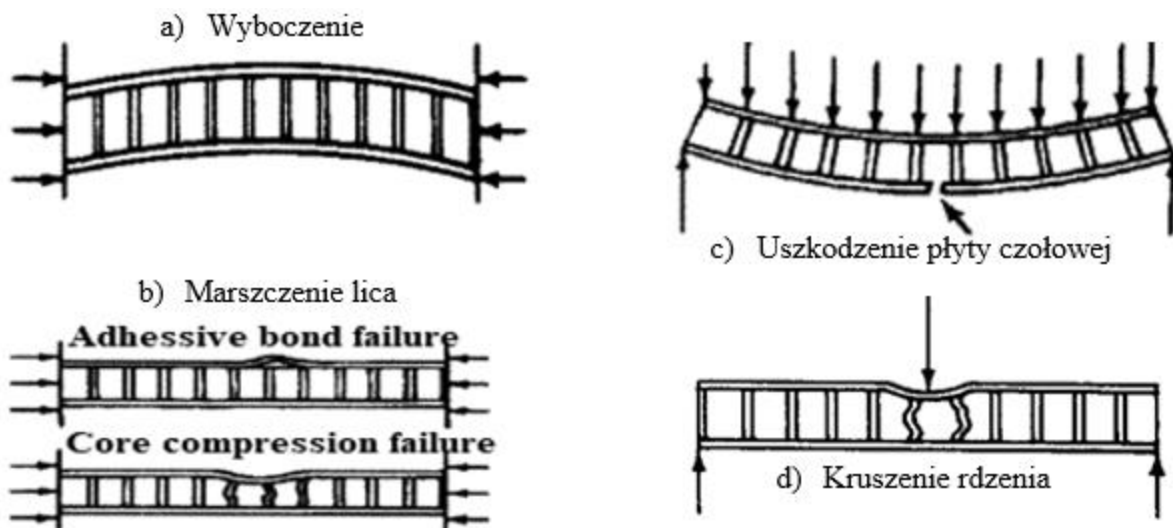
Ścinanie międzywarstwowe kompozytów typu sandwich było tematem badań wielu naukowców. W pracy pod kierownictwem Wróbla [216] badano wytrzymałość na ścinanie kompozytów przekładkowych z tkaniny węglowej 200g/m³ i przekładki - pianki Herex o grubości 10 i 20 mm. Matrycę polimerową stanowiła żywica LH160 z napełniaczem Orsil 200 w ilości 20% wagowych. Wytrzymałość na ścinanie wynosiła odpowiednio 0,48 MPa dla cieńszego rdzenia i 0,32 MPa dla grubszego rdzenia. Analiza wykresów pozwoliła wyznaczyć trzy charakterystyczne etapy (rys. 34). Etap A odpowiada sprężystemu zginaniu laminatu i jest zakończony zerwaniem lokalnego połączenia warstwy okładkowej po stronie skupionego nacisku trzpienia z przekładką. Podczas trwania etapu B rdzeń ulega lokalnej destrukcji. Etap C charakteryzuje się wzrostem naprężeń. Jest to obszar umocnienia

będącego skutkiem zgniecenia materiału przekładki i wzrostem oddziaływań na dolną warstwę (okładkę) laminatu .



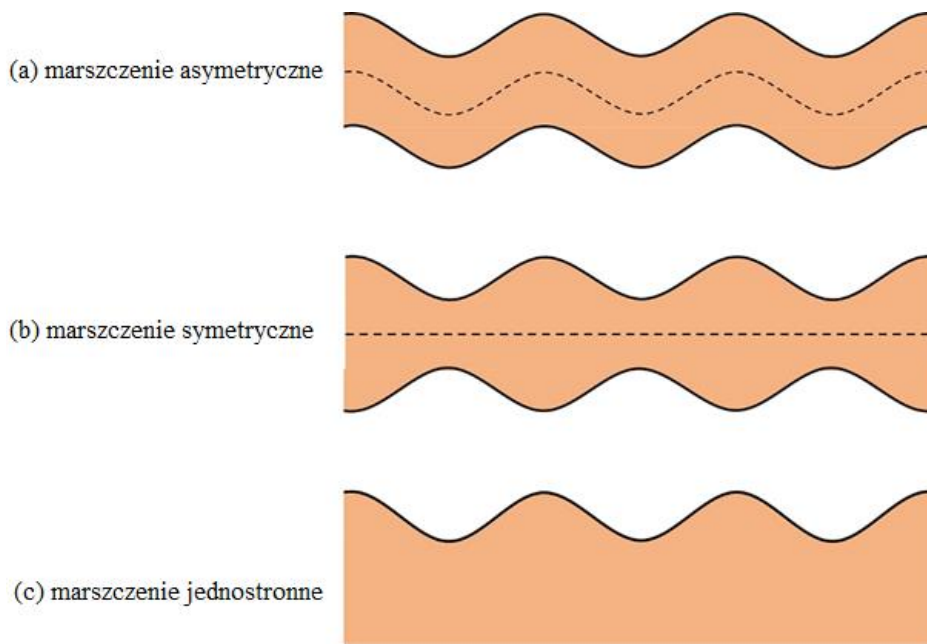
Rysunek 34. Przykładowy wykres zginania próbki laminatu przekładkowego. Oznaczenia w tekście [216].

Moduł ściskania warstwy wierzchniej i rdzenia powinien być wystarczająco wysoki, aby zapobiec marszczeniu się warstwy wierzchniej pod obciążeniem. Uszkodzenie okładziny wierzchniej jest spowodowane niewystarczającą grubością rdzenia, źle dobraną grubością lica lub niewystarczającą wytrzymałością lica. Kompozyt warstwowy może ulec uszkodzeniu w trakcie eksploatacji z powodu pęknięcia blachy czołowej z wielu powodów, jak pokazano na rys. 35.



Rysunek 35. Różne formy uszkodzeń lica [217].

Lokalne wyboczenie, zwane "marszczeniem", jest jedną z głównych przyczyn zniszczenia lekkich struktur warstwowych. Jest to lokalna niestabilność, która może wystąpić, gdy rzeczywista struktura sandwichowa jest poddana obciążeniu ściskającemu lub ścinającemu, objawiająca się w postaci krótkofalowych zmarszczek w skorupach, rzędu grubości sandwicha. Można zaobserwować trzy tryby marszczenia: marszczenie antysymetryczne, marszczenie symetryczne i marszczenie jednostronne [218, 219].



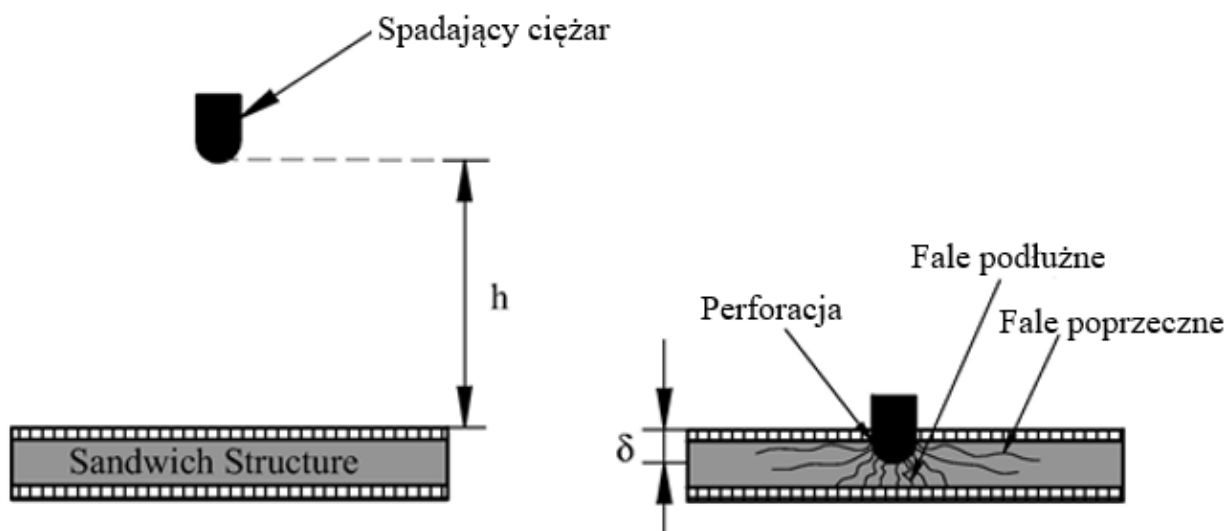
Rysunek 36. Różne sposoby marszczenia kompozytów warstwowych [219].

5.3. Odporność na uderzenia

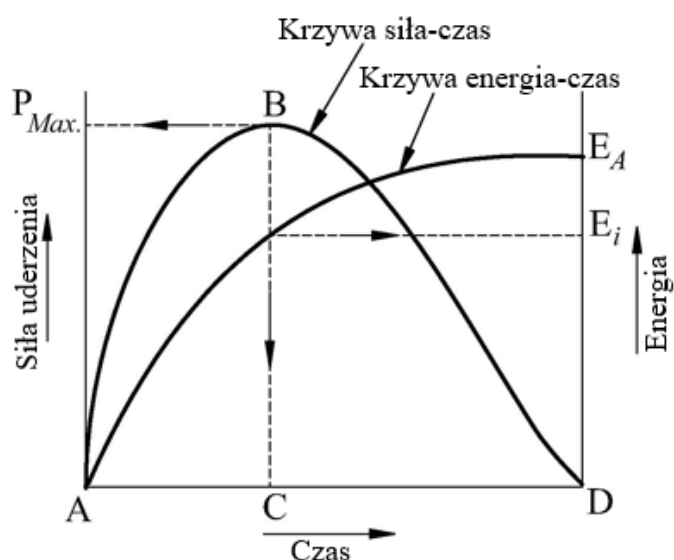
Kompozyty warstwowe, mimo swojej znakomitej odporności na zginanie, mają jedną główną wadę. Są niezwykle podatne na uderzenia, które mogą naruszyć ich integralność strukturalną i znacznie obniżyć ich zdolność do przenoszenia obciążeń [220].

W odpowiedzi na tę słabość, wiele badań skupiło się na reakcji kompozytów warstwowych na uderzenia, aby przewidzieć mechaniczną odpowiedź całej struktury i zapewnić jej wykonalność w interesującym nas kontekście przemysłowym [221]. Większość tych badań skupiała się na ocenie odporności kompozytu na uszkodzenia, tolerancji na uszkodzenia i odpowiedniego zachowania po uszkodzeniu [220, 221, 222, 223]. Badanie udarności w przypadku kompozytów warstwowych przeprowadza się na młocie spadowym, ponieważ dotychczas stosowane klasyczne testy udarności, takie jak udarność metodą Charpy’ego czy Izoda, okazały się mało przydatne w procesie oceny kompozytów warstwowych.

Aby w pełni zdefiniować odporność udarową kompozytów podczas badania odporności na przebicie, należy jasno zrozumieć różne mechanizmy uszkodzeń i pochłaniania energii [224]. W przypadku badania odporności na przebicie rozproszenie energii ze źródła (spadającego ciężaru) w cel (kompozyt) przenoszone jest z punktu uderzenia w postaci fal podłużnych i poprzecznych w kierunku na zewnątrz. Na rys. 37 przedstawiono ogólny mechanizm oddziaływania spadającego ciężarka na konstrukcję przekładkową (h = wysokość spadającego ciężarka, δ = głębokość perforacji konstrukcji przekładkowej). Typowy wykres odpowiedzi w warunkach wpływu niskiej prędkości pokazano na rys. 38. Wynika z niego, że całkowity wkład energii do systemu podczas uderzenia będzie sumą całkowitej absorpcji energii przez cel. Co więcej, całkowita absorpcja energii przez cel jest sumą inicjacji uszkodzeń i propagacji uszkodzeń [225].



Rysunek 37. Uderzenie o niskiej energii w kompozyt warstwowy. [225].



Rysunek 38. Wykresy siła-czas-energia pod wpływem uderzenia z niską energią [225].

Na rys. 38 widać, że wykres siła uderzenia-energia-czas ukazuje dwie odrębne fazy rozpraszania energii, a mianowicie; transfer energii i absorpcje energii. Rozpraszanie energii w sensie przekazywania energii zaczyna się od zera do pierwszego szczytu siły uderzenia (obszar ABC). W momencie szczytowej siły uderzenia inicjuje się uszkodzenie. Energia odpowiadająca szczytowej sile uderzenia nazywana jest energią inicjacji (E_i), czyli energią potrzebną do zainicjowania uszkodzenia. Ponadto rozpraszanie energii pod względem absorpcji energii (E_A) zaczynają się od końca fazy przenoszenia energii do punktu, w którym siła uderzenia spada do minimum lub zera (obszar BCD), co wskazuje na mechanizm propagacji uszkodzeń. Energia potrzebna do propagacji uszkodzeń nazywana jest energią propagacji (E_p) i może być wyrażona za pomocą równania [225].

$$E_p = E_A - E_i \quad (3)$$

gdzie: E_p - energia propagacji, J;

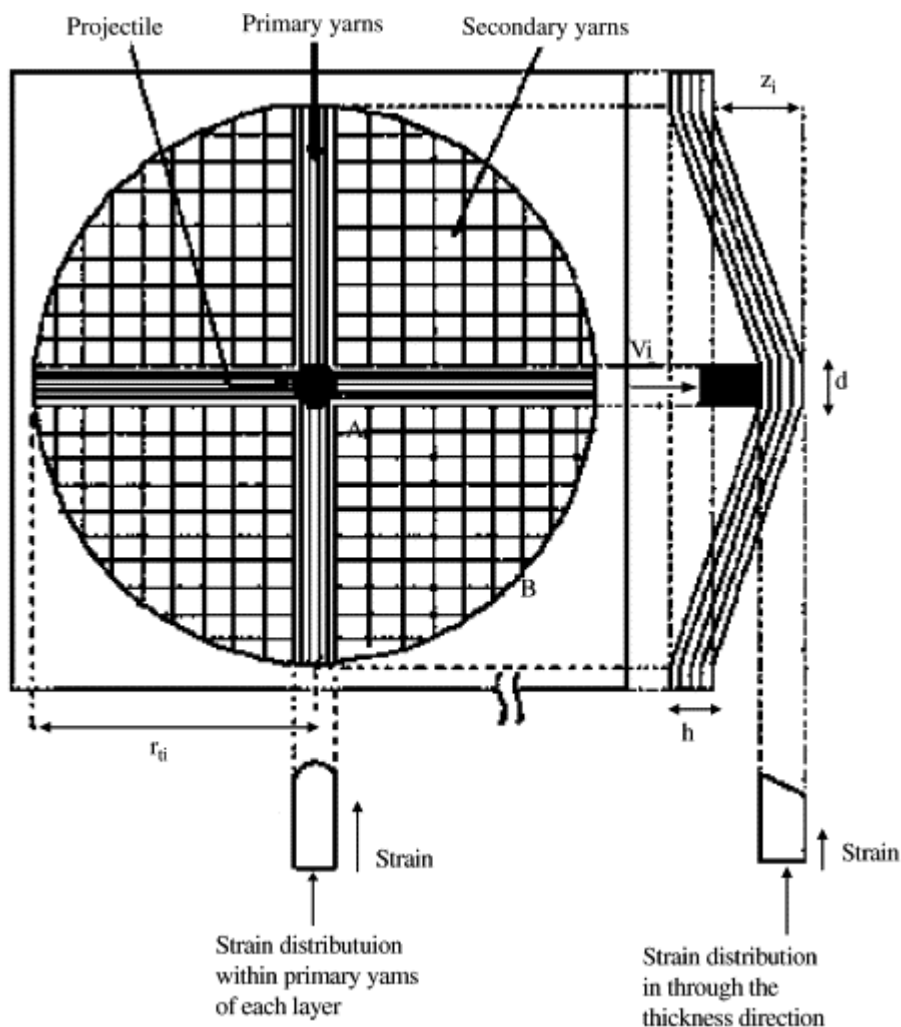
E_A - absorpcji energii, J;

E_i - energią inicjacji, J;

Wyższe E_i wskazuje na mocniejszy i sztywniejszy materiał, podczas gdy wyższe E_p wskazuje na twardszy materiał [226, 227, 228].

W przypadku badania odporności na przebicie ważnym aspektem jest zachowanie kompozytów pod wpływem uderzenia. Zdefiniowanie mechanizmów uszkodzeń podczas uderzenia balistycznego było tematem pracy pod kierownictwem Naik [224]. Możliwe mechanizmy uszkodzeń to tworzenie się stożka na tylnej powierzchni celu, odkształcenie przędz wtórnych, naprężenie przędz/włókien pierwotnych, rozwarstwianie, pękanie osnowy, zatykanie ścinające i tarcie pomiędzy pociskiem a tarczą. W przypadku różnych materiałów, takich jak węgiel, szkło czy kevlar, mogą dominować różne mechanizmy. Architektura zbrojenia może również wpływać na mechanizmy pochłaniania energii [224].

Tworzenie się stożka na tylnej powierzchni można wyjaśnić na podstawie propagacji fali poprzecznej podczas uderzenia.

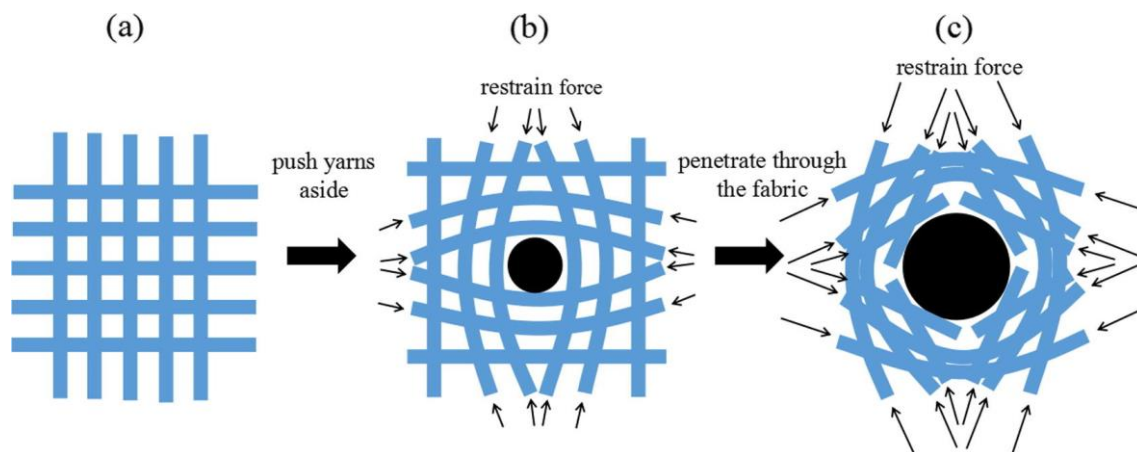


Rysunek 39. Odształcenie i powstawanie stożka na tylnej powierzchni kompozytu podczas uderzenia balistycznego. Tutaj d jest średnicą pocisku [224].

Podczas badania odporności na przebicie odpowiednio wysoka energia uderzenia powoduje odształcenie stożkowe tylnej powierzchni kompozytu. W przypadku uderzenia zaokrąglonym bijakiem kształt czoła fali na płaszczyźnie będzie okrągły. Wielkość odształcenia widoczna na kompozycie jest równa energii uderzonej przez bijak. Promień powierzchni utworzonego stożka można obliczyć na podstawie propagacji fali poprzecznej. Prędkość fali poprzecznej zależy od krzywej naprężenie-odkształcenie przy dużych prędkościach odkształcania materiału [224].

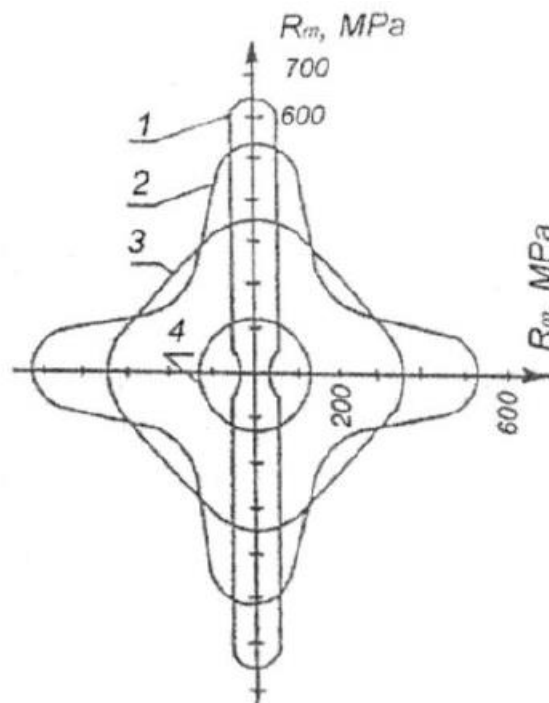
Podczas badania odporności na przebicie zanim nastąpi zerwanie włókien w tkaninie następuje absorpcja energii w postaci pęknięcia i rozwarstwianiem osnowy. Jak wskazano w literaturze, największe obciążenie dynamiczne przenoszą włókna pierwotne, gdyż ulegają one najszybciej zniszczeniu. Włókna wtórne pracują w znacznie niższym zakresie obciążenia. Uderzenie spadającego bijaka spowoduje naprężenia w miejscu styku narzędzia. Duże

znaczenie ma napięcie powierzchniowe, które ma na celu ściskanie materiału w jego warstwach bezpośrednio przylegających do powierzchni pocisku/bijaka. W związku z tym pierwotne włókna na powierzchni laminatu ulegną zerwaniu (zniszczeniu) w pierwszej kolejności w obszarze największej koncentracji naprężeń, czyli pod wierzchołkiem bijaka. W pewnych sytuacjach może występować uszkodzenie z dala od punktu uderzenia. Zależy to od geometrii tkaniny i ewentualnych lokalnych niedoskonałości materiału.



Rysunek 40. Schematyczny diagram procesu penetracji mechanizmu uszkodzenia [229].

Pod wpływem uderzenia przez bijak sferyczny na kompozytach widoczne są charakterystyczne ślady w kształcie „+” lub krzyża. Jest to spowodowane anizotropowością włóknistych materiałów kompozytowych, czyli zależnością ich właściwości od kierunku działania obciążeń. W zależności od postaci użytych włókien (rowing, tkanina, mata) oraz sposobu ich ułożenia wykazują one różną wytrzymałość oraz różną sztywność kierunkową (Rys. 41).



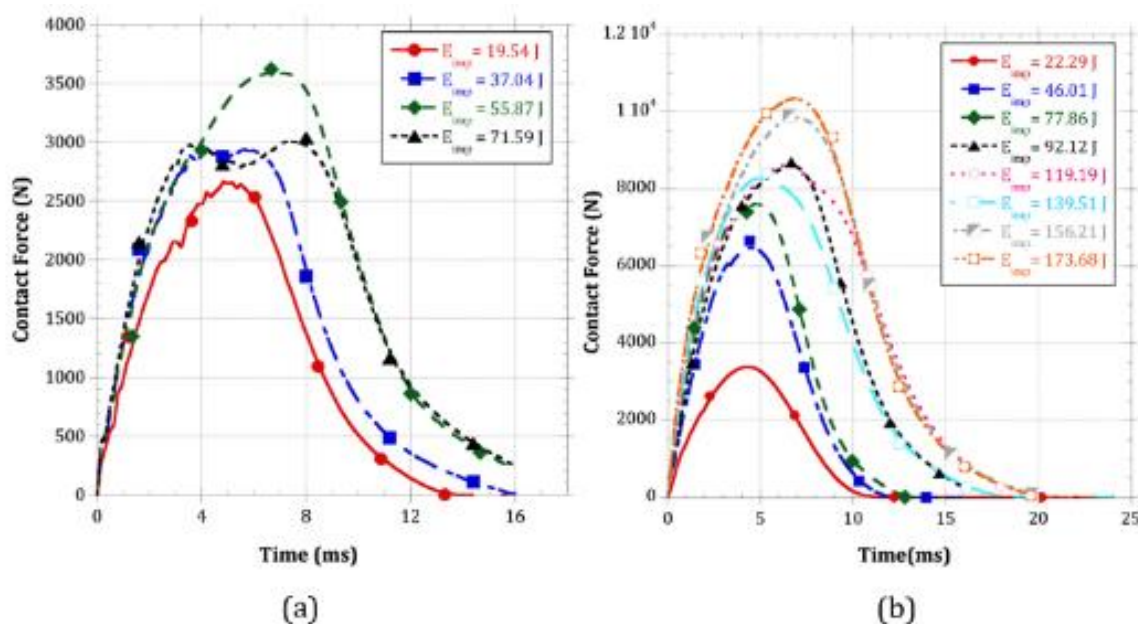
Rysunek 41. Wytrzymałość kierunkowa kompozytów szklano-epoksydowych wzmocnionych: 1 – rowingiem, 2 – tkaniną o splocie płóciennym, 3 – tkaniną o splocie satynowym, 4 – matą [229].

Istnieją dwie szkoły badania odporności na przebicie. Pierwsza polega na uderzeniu materiałów kompozytowych wielokrotnie ze swobodnym odbiciem młota w próbkę aż do jego samoczynnego wyhamowania. Kolejne uderzenia mają niższy poziom energii niż pierwsze uderzenie, ponieważ energia każdego kolejnego uderzenia jest równa poprzedniej energii odbicia [230]. Druga metoda polega na uderzeniu w badany materiał raz i następnie młot jest wychwytywany. Sadighi i inni [231] zbadali zachowanie laminatów włóknowo-metalowych pod wpływem powtarzających się uderzeń i upuszczonych narzędzi, w tym celu przetestowali dwie sekwencje powtórzeń. Pierwszy przypadek składał się z powtarzających się uderzeń o tym samym poziomie energii uderzenia, ale mniejszej niż pierwsze uderzenie. W tej kolejności odkryli, że wpływ na uszkodzenie jest głównie powodowany przez pierwsze uderzenie. Drugi przypadek przedstawia upadek narzędzia, w którym energia odbicia pierwszego uderzenia jest równa energii uderzenia kolejnego uderzenia. Zaobserwowali, że energie odbicia nie mają znaczącego wpływu. Dlatego autorzy doszli do wniosku, że propagujące się uszkodzenia dzięki energii odbicia są pomijalne podczas uderzenia upuszczonego narzędzia.

Zespół pod kierownictwem Moure [74] zbadał odporność na udarowe obciążenie kompozytów warstwowych wzmocnionych tkaniną kevlarową o splocie płóciennym i żywicy

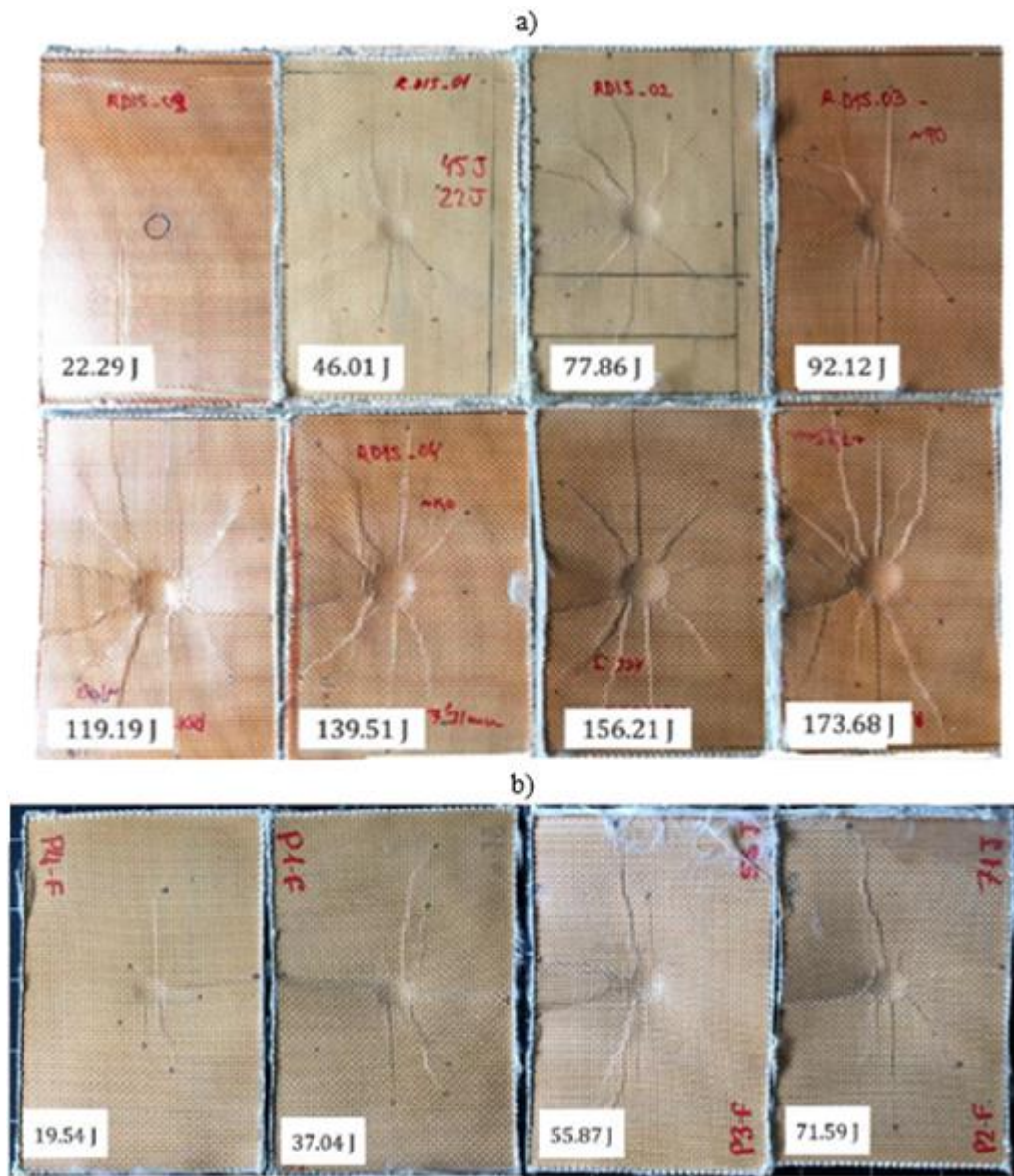
poliwinylbutyralowej (PVB). Kompozyty do badań wytworzono w dwóch różnych grubościach cienkie (3,7 mm, 10 warstw) i grube (7,4 mm, 20 warstw).

Krzywe siły nacisku w funkcji czasu dla płyt cienkich i grubych przedstawiono odpowiednio na rys. 42. Uzyskane wyniki w teście zrzutowym charakteryzowały się dużymi fluktuacjami wzdłuż części obciążającej. Wahania te są spowodowane trybami własnymi oraz postępującymi uszkodzeniami generowanymi w próbkach.



Rysunek 42. Krzywe siły kontaktu w funkcji czasu dla różnych energii uderzenia. a) cienkie płyty (o gęstości powierzchniowej $4,43 \text{ kg/m}^2$) b) grube płyty (o gęstości powierzchniowej $8,86 \text{ kg/m}^2$) [74].

Z jednej strony maksymalna energia pochłonięta przez próbki jest wyższa dla grubych płyt (ok 200J dla cienkich płyt wynosi 80J). Z drugiej strony, przy tej samej wartości energii uderzenia, cienkie płyty pochłaniają większą ilość energii niż grube, ze względu na zaangażowane mechanizmy absorpcji energii. Istnieje bezpośredni związek między uszkodzonym obszarem a pochłoniętą energią. Przy tej samej wartości energii uderzenia zarówno energia pochłonięta, jak i uszkodzony obszar są wyższe w cienkich płytach.



Rysunek 43. Zdjęcie uszkodzonego obszaru a) płyty grube. b) płyty cienkie [74].

Uszkodzony obszar zwiększa się wraz z energią uderzenia, co pokazano na rys. 43, przy czym zależność ta nie jest proporcjonalna. Głównymi mechanizmami niszczenia są: rozciąganie, rozwarstwienie i pęknięcie osnowy [74].

Kolejnym kluczowym punktem w badaniach odpowiedzi dynamicznej konstrukcji warstwowych jest zachowanie udarowe materiału rdzenia. Odgrywa on główną rolę w dystansowaniu poszyci pozwalając na wykorzystanie zasady belki dwuteowej, która gwarantuje wysokie parametry zginania przy zachowaniu niskiego ciężaru konstrukcji. Wystąpienie zdarzenia udarowego może wywołać zmiany w grubości rdzenia, zmieniając odstęp między błonami i powodując drastyczne obniżenie właściwości giętych konstrukcji.

W związku z tym w wielu pracach badawczych analizowano zachowanie się różnych materiałów rdzenia podczas uderzenia w różnych warunkach obciążenia [232, 233].

Zeng i inni badali perforację kompozytów przekładkowych z rdzeniem z pianki i okładzinami licowymi ze stopu aluminium pod wpływem uderzenia o niskiej prędkości. Poinformowali, że odporność na perforację kompozytów warstwowych jest silnie uzależniona od wytrzymałości materiału rdzenia i siły przebicia powłoki licowej ze stopu aluminium. Tak więc, jeśli wytrzymałość rdzenia jest większa niż siła przebijania, wówczas skóra czołowa pęka, a następnie perforator robi otwór w rdzeniu. W przeciwnym razie rdzeń zmiażdży się, a warstwa poszycia zagnie się w rdzeń, co jest procesem znacznie bardziej energochłonnym [234].

Zespół pod kierownictwem Wang [235] przeanalizował obciążenie kontaktowe i energię absorpcji stosując odpowiednio eksperymenty i metodę elementów skończonych. Odpowiedź na uderzenie jest zależna od średnicy trzpienia, energii uderzenia oraz parametrów konfiguracyjnych płyt warstwowych, takich jak grubość warstwy wierzchniej i rdzenia piankowego.

Baral i współpracownicy [236] porównali dynamiczne właściwości konstrukcji warstwowych z rdzeniami poliimidowymi i z rdzeniami o strukturze plastra miodu, stosując próbę udarności spadającego ciężaru. Stwierdzili, że rdzeń piankowy ma lepszą odporność na uderzenia niż rdzeń o strukturze plastra miodu o równoważnej gęstości, chociaż może być bardziej podatny na zgniatanie pod wpływem obciążeń ściskających [237].

W innym badaniu przeprowadzonym przez He i inni [238] oceniano zachowanie paneli kompozytowych z rdzeniem z pianki poliuretanowej w próbie udarności spadającego ciężaru. Stwierdzono, że większa grubość rdzenia piankowego poprawia właściwości udarnościowe ze względu na zwiększenie sztywności zginania monolitycznej kompozytowej struktury warstwowej [237].

Suvorov i Dvorak [239] wprowadzili i zbadali zmodyfikowaną konstrukcję, która chroniła rdzeń piankowy poprzez umieszczenie pianki plastycznej jako warstwy pośredniej pod zewnętrznym arkuszem czołowym w przypadku uderzenia z małą prędkością. Zaobserwowali oni, że wprowadzenie pianki międzywarstwowej zmniejszyło ogólne i lokalne ugięcia płyty czołowej, lokalne ścisnienie rdzenia piankowego oraz naprężenia szczątkowe.

Jedną z wad materiałów warstwowych, w tym kompozytów typu sandwich, jest niska odporność na rozwarstwienie w wyniku uderzenia małych obiektów o niskiej energii. Takie uderzenie może doprowadzić do oddzielenia zewnętrznej warstwy konstrukcyjnej od rdzenia, co może ułatwić wchłanianie wilgoci przez materiał. W konsekwencji właściwości

wytrzymałościowe kompozytu mogą się znacznie pogorszyć. W materiale warstwowym najważniejszą rolę w pochłanianiu energii uderzenia odgrywa laminat. Z drugiej strony grubość rdzenia wpływa na decydujący mechanizm zniszczenia materiału. Jakość połączenia pomiędzy rdzeniem a powłoką zewnętrzną kompozytu ma znaczący wpływ na udarność materiału warstwowego. Zależy to w dużej mierze od zastosowanej metody produkcji płyty. Rdzeń i laminat mogą być połączone ze sobą na dwa sposoby, pierwszy podczas utwardzania kompozytowej płyty czołowej, drugi poprzez zastosowanie dodatkowego kleju. Dobre połączenie materiału zapewnia właściwe przenoszenie obciążeń przez cały kompozyt.

W procesie produkcji, użytkowania i konserwacji, kompozytowe struktury warstwowe stosowane w transporcie, narażone są na szereg wstrząsów zewnętrznych, w szczególności uderzeń o niskiej prędkości, takich jak upadek narzędzi podczas konserwacji, uderzenia ptaków, grad, uderzenia odłamków nawierzchni i wiele innych [240]. Ze względu na unikalny wielowarstwowy układ interfejsów kompozytowej struktury warstwowej, uszkodzenia powierzchni mogą być niewidoczne w przypadku laminatów nieprzezroczystych po uderzeniu z małą prędkością. Jednakże w strukturze sandwiczowej może wystąpić szeroki zakres delaminacji, zmniejszający wytrzymałość i sztywność konstrukcji nawet o 50%. Od konstrukcji warstwowych wymaga się uzyskania dobrej odporności na uderzenia, która obejmuje wysoką odporność na uszkodzenia oraz wysoką wytrzymałość resztkową w odniesieniu do defektów/uszkodzeń. W ten sposób unika się nadmiernej konserwacji i napraw. W celu zapewnienia bezpieczeństwa konstrukcji, konieczne jest zbadanie mechanicznego zachowania kompozytowych struktur warstwowych w warunkach uderzenia z niską prędkością oraz wytrzymałość resztkową próbek (Compression After Impact – CAI) [241].

Davis i inni [242] oceniali uszkodzenia udarowe oraz wytrzymałość CAI paneli epoksydowych z włóknem węglowym oraz konstrukcji warstwowych z rdzeniami o różnej grubości aluminiowego plastra miodu. Wyniki wykazały, że płyta warstwowa z cienkim rdzeniem charakteryzowała się wysoką absorpcją energii, natomiast płyta warstwowa z grubym rdzeniem była łatwa do przebicia i miała niską wytrzymałość CAI.

Zespół Zhang [243] ocenili reakcję na uderzenie oraz wytrzymałość CAI piramidalnych struktur sandwiczowych z rdzeniem trójkątnym. Stwierdzili, że lokalne wyboczenie warstwy wierzchniej występuje przy niższej energii uderzenia, natomiast odspajanie warstwy kleju występuje przy wyższej energii uderzenia.

Kompozyt warstwowy jest podatny na różne rodzaje uszkodzeń. Może dojść do zniszczenia plastycznego lub pęknięcia powierzchni czołowych. Powierzchnia ściskająca

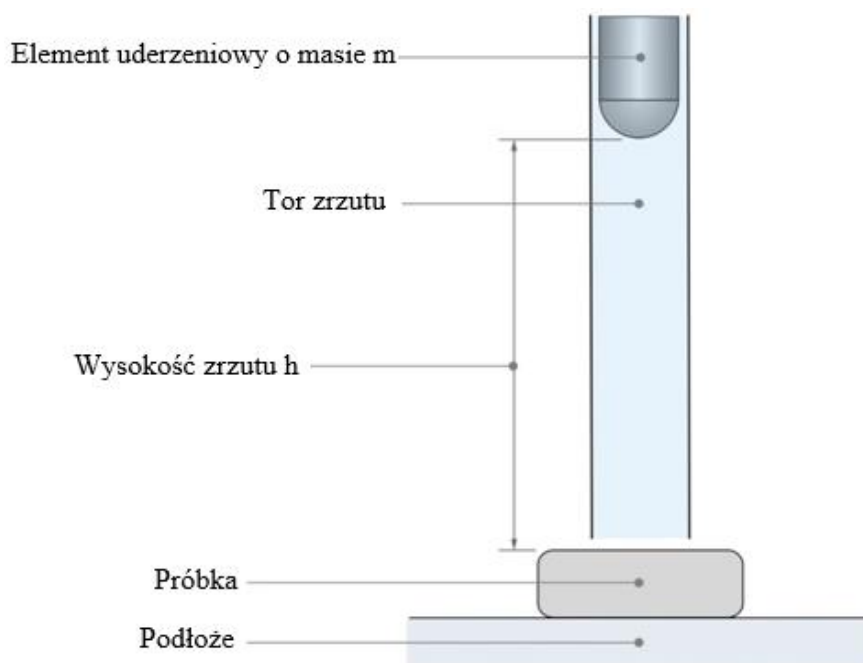
może ulec “marszczeniu”, co oznacza lokalne wyboczenie warstwy wierzchniej do rdzenia, lub “wglębieniu”, co oznacza lokalne wyboczenie powierzchni ściskającej na rdzeń. Zniszczenie może nastąpić zwykle przy ścinaniu, ale zdarzają się również zniszczenia przy ściskaniu lub rozciąganiu, albo przez lokalne zgniatanie. Następnie, połączenie pomiędzy powierzchnią czołową a rdzeniem może ulec zniszczeniu; a ponieważ kleje żywiczne są zazwyczaj kruche, odspajanie następuje poprzez kruche pękanie. Wreszcie, belka warstwowa może ulec zniszczeniu w wyniku wgniecenia powierzchni czołowych i rdzenia w punkcie obciążenia; jednak można to zminimalizować poprzez rozłożenie obciążenia na obszarze równym mniej więcej przekrojowi rdzenia.

Inicjacja, propagacja i interakcja rodzajów uszkodzeń zależy od rodzaju obciążenia, składników właściwości materiału oraz wymiarów geometrycznych badanego kompozytu. Klasyfikacja mechanizmów uszkodzeń jest bardzo ważna. Do wyszukiwania defektów powierzchniowych na podstawie obrazów stosuje się wiele technik wizyjnych. Pashmforoushet wykorzystał technikę emisji akustycznej (AE) do monitorowania rozwarstwiania się kompozytów warstwowych [244, 245].

5.4. Stopnie wytrzymałości mechanicznej IK

Klasyfikacja wytrzymałości mechanicznej IK została określona w europejskiej normie EN 62262 i jej międzynarodowym odpowiedniku – normie IEC 62262:2002. Klasyfikacja IK określa odporność lub stopień odporności urządzeń elektrycznych na zewnętrzne obciążenia mechaniczne, w szczególności na uderzenia [246, 247, 248, 249].

Badanie wytrzymałości mechanicznej IK wykonuje się na młocie spadowym. Element uderzający jest zrzucany z dokładnie określonej wysokości o określonej wadze i kształcie w miejsce, które ma zostać poddane testowi zgodnie ze schematem na rys 44 [248].



Rysunek 44. Schemat badania wytrzymałości mechanicznej IK [248].

Po poprowadzeniu badań oznacza się wytrzymałość mechaniczną materiału na podstawie określenia poziomu w dwunastostopniowej skali. Im wyższa wartość liczbową parametru IK, tym większa wytrzymałość mechaniczna. Poniżej przedstawiono tabelę z odpowiednimi poziomami IK oraz odpowiadającą im odpornością na energię uderzenia [246, 247].

Tabela 5 Stopień wytrzymałości mechanicznej materiałów IK [246].

Poziom IK	Odporność na energię uderzenia	Równowartość uderzenia
IK00	0 J	brak ochrony
IK01	0,15 J	upadek obiektu 0,2 kg z wysokości 7,5 cm
IK02	0,20 J	upadek obiektu 0,2 kg z wysokości 10 cm
IK03	0,35 J	upadek obiektu 0,2 kg z wysokości 17,5 cm
IK04	0,50 J	upadek obiektu 0,2 kg z wysokości 25 cm
IK05	0,70 J	upadek obiektu 0,2 kg z wysokości 35 cm
IK06	1 J	upadek obiektu 0,5 kg z wysokości 20 cm
IK07	2 J	upadek obiektu 0,5 kg z wysokości 40 cm
IK08	5 J	upadek obiektu 1,7 kg z wysokości 29,5 cm
IK09	10 J	upadek obiektu 5 kg z wysokości 20 cm
IK10	20 J	upadek obiektu 5 kg z wysokości 40 cm
IK11	50 J	upadek obiektu 10 kg z wysokości 50 cm

5.5. Badania kompozytów warstwowych w zastosowaniu BSP

Badania kompozytów warstwowych do zastosowań BSP nie różnią się od standardowych procedur. Najczęściej wykonywanymi badaniami do oceny funkcjonalności materiałów kompozytowych w zastosowaniach BSP to badanie udarności, trójpunktowe zginanie, oporność na przebicie, wytrzymałość resztkowa, ścinanie międzywarstwowe, ściskanie i rozciąganie.

Zespół pod kierownictwem Komorka [166] przedstawił w pracy badania statyczne i dynamiczne w celu określenia wpływu gęstości i grubości rdzenia na właściwości mechaniczne kompozytu warstwowego. Szczególną uwagę zwrócono na właściwości udarowe takich kompozytów. Jako rdzenie zastosowano certyfikowane do zastosowań lotniczych pianki polimerowe Herex i Airex o różnej gęstości i grubości (3-5mm), natomiast lica zbudowano z dwóch warstw tkanin: szklanej i węglowej. Bazę osnowy badanych materiałów wykonano z żywicy epoksydowej utwardzanej dedykowanym utwardzaczem.

Rodzaj badania dobrano w taki sposób, aby odzwierciedlał warunki pracy BSP, a uzyskane wyniki pozwoliły na analizę przydatności badanego materiału do jego budowy, np. próba udarności Charpy'ego w konfiguracji krawędziowej odzwierciedla przypadku kolizji BSP z przeszkodami terenowymi podczas lotu, takimi jak liny, maszty, anteny, a także krzewami lub drzewami. Z kolei test ścinania międzywarstwowego miał na celu określenie adhezji rdzenia do lica, co pozwoliło na ocenę technologii wykonania materiału przekładkowego pod kątem użytych komponentów.

Badania udarności wytworzonych kompozytów warstwowych przeprowadzono dwoma metodami – na krawędzi (1eU) (rys. 45a) oraz na powierzchni (1fU) (rys. 45b) przyłożonego obciążenia. Wymiary próbek użytych w badaniach wynosiły 80×10 mm, a ich grubość była równa grubości wytworzonych kompozytów. Próbki były bez nacięć. Badanie zostało wykonane zgodnie z normą EN ISO 179-1. Oznaczenie udarności metodą Charpy'ego wykonano na młocie wahadłowym Galdabini Impact 25 przy maksymalnej energii wahadła 7,5 J.



Rysunek 45. Próbkę umieszczoną do badania udarności w warunkach: (a) obciążenia krawędziowego i (b) obciążenia płaskiego [166].

Podczas próby udarności z uderzeniem krawędziowym najwyższa zanotowana wartość to 48,9 kJ/m² należała do próbki z najniższą gęstością. Autorzy zaznaczyli, że podczas tej próby wszystkie kompozyty, niezależnie od rodzaju rdzenia, zostały zniszczone w ten sam sposób - przez niecałkowite złamanie. Najwyższą udarnością 59,6 kJ/m² przy płaskim obciążeniu odznaczał się kompozyt z najgrubszym 5 mm rdzeniem. Autorzy zauważyli dwie zależności podczas badania udarności. Podczas uderzenia metodą krawędziową widoczny jest wpływ okładziny na odporność, ponieważ kompozyty z rdzeniem o niższej gęstości wykazywały najwyższą wartość. Natomiast w przypadku konfiguracji płaszczyznowej zauważono, że nie jest bez znaczenia grubość rdzenia ponieważ odporność kompozytu wzrasta proporcjonalnie do grubości rdzenia.

Kolejnym testem było badanie odporności na przebicie. Próbkę miały wymiary 60 × 80 mm i różną grubość badanych kompozytów. Energie z jakimi badano próbki były następujące: 3, 5, 7, 10 i 15 J. Badania przeprowadzono przy użyciu młota spadowego Instron Ceast 9340. Zastosowany w badaniach impaktor posiadał kulistą końcówkę o średnicy 20 mm. Próbkę testowe zostały umieszczone swobodnie na wsporniku z otworem.

Najlepsze właściwości do pochłaniania energii uderzenia odznaczał się kompozyt z rdzeniem o najwyższej gęstości i grubości. Dopiero energia 10 J spowodowała widoczne uszkodzenie powierzchni czołowej po stronie przeciwnej do uderzenia. Warto wspomnieć, że całkowita grubość dla tego kompozytu wyniosła 5,1mm.

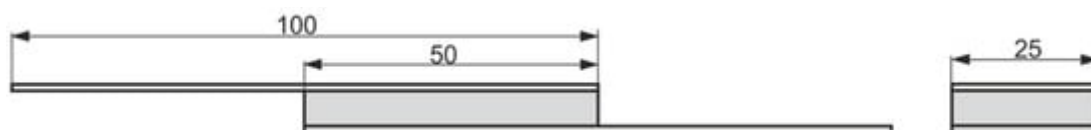


Rysunek 46. Wygląd kompozytu po uderzeniu przy: (a) energii 7 J i (b) energii 10 J [166].

Próbkę trójpunktowego zginania przeprowadzono w celu określenia modułu Younga przy zginaniu i wytrzymałości na zginanie przede wszystkim jako wartości odniesienia do określenia wytrzymałości resztkowej badanych próbek po obciążeniu udarowym. Testy przeprowadzono przy ruchu trawersy z prędkością 1 mm/min na uniwersalnej maszynie wytrzymałościowej Zwick/Roell 5 kN. Próbki użyte do tego testu miały wymiary 60×80 mm i różną grubość w zależności od użytego materiału. Rozstaw podpór wynosił 64 mm. Próbkę zginano centralnie za pomocą wałka o średnicy 5 mm.

Najwyższą wytrzymałość na zginanie wynosiła ok. 49 MPa dla kompozytu wcześniej nieuderzonego. Na skutek niskoenergetycznego obciążenia udarowego zmniejsza się wytrzymałość na zginanie badanych kompozytów warstwowych. Uderzenie o energii 7J spowodowało utratę wytrzymałości o około 20%, 30% przy energii 10J i 50% przy energii 15J.

Kolejnym realizowanym testem było badanie wytrzymałości na ścinanie rdzeni. Badania przeprowadzono w celu określenia wytrzymałości rdzenia i jego przyczepności do powierzchni. Badanie zostało przygotowane w oparciu o zmodyfikowaną metodykę przedstawioną w pracy [250] zgodnie z rysunkiem 47. W teście zastosowano schemat obciążenia analogiczny do próby rozciągania na ścinanie próbek sklejonych na zakładkę. Przeprowadzono ją na maszynie wytrzymałościowej Zwick/Roell 5.0 z prędkością 2 mm/min.



Rysunek 47. Próбка do badania wytrzymałości na ścinanie rdzenia [166].

Do rozwarstwienia kompozytu o najwyższej nośności rdzenia dochodziło przy działaniu siły 2kN. Zależność jaką udało się zauważyć autorom to korelacja gęstości i porowatości do adhezji poszczególnych składników. Wraz ze wzrostem gęstości i zmniejszeniem porowatość rdzenia, poprawiała się przyczepność na tej samej powierzchni przy zastosowaniu tej samej żywicy i otulinach.

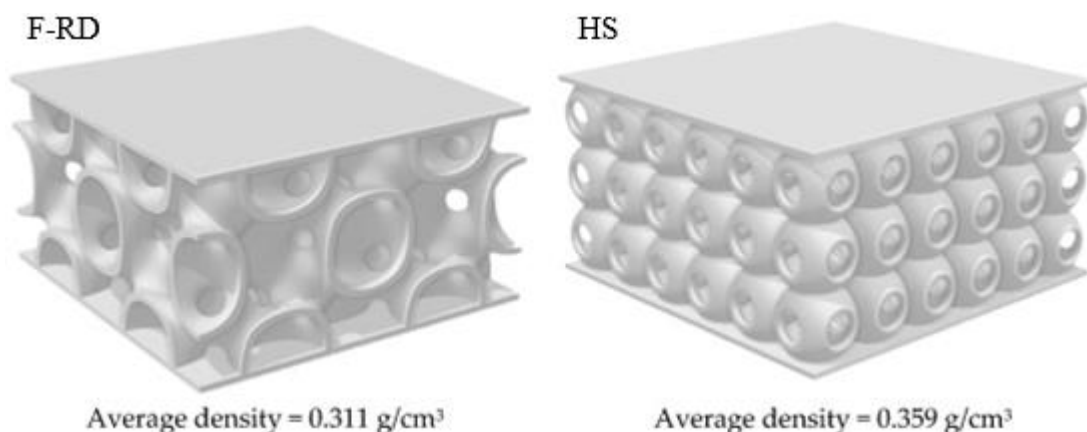
W pracy pod kierownictwem ElFaham [167] porównano właściwości mechaniczne wytworzonych kompozytów na bazie żywicy i włókien węglowych z rzeczywistą próbką bezzałogowych statków powietrznych (BSP). W celu porównania próbek wykonano badanie dynamicznej analizy mechanicznej. DMA wykonano na prostokątnych próbkach o wymiarach 20mm×10 mm×3mm i przeprowadzono je w trybie rozciągania przy częstotliwościach 1Hz od temperatury pokojowej do 145°C z szybkością grzania 3°C/min .

Do porównania właściwości wykorzystano temperaturę zeszklenia (T_g) i moduł zachowawczy (sprężystości). Najwyższą temperaturę zeszklenia charakteryzowała się próbka z bezzałogowego statku powietrznego i wynosiła ok 91°C. dla wytworzonych kompozytów T_g wynosiła 77 i 81°C. Moduł zachowawczy również najwyższy był dla próbek z BSP i wynosił 5GPa dla wytworzonych kompozytów parametr ten wyniósł 3,1 i 3,4 GPa. Według autorów niższa wartość T_g jak i modułów nie dyskwalifikują stosowanie wytworzonych kompozytów jako materiałów do produkcji BSP.

Palomba [163] i współpracownicy koncentrowali się na wykorzystaniu druku 3D do produkcji ram quadcoptera. Zbadano dwa warunki obciążenia: uderzenie przy niskiej prędkości i ściskanie. Takie warunki uznano za istotne dla scharakteryzowania ramy drona, ponieważ przypadkowe upadki lub kolizje mogą wystąpić podczas pracy. Próby udarności przeprowadzono za pomocą maszyny do próby zrzutowej Ceast Fractovis Plus. Zastosowany w badaniach impaktor posiadał kulistą końcówkę o średnicy 20 mm. Każdy typ konstrukcji został przetestowany przy różnych energiach uderzenia, od 14 do 82 J, w celu określenia krytycznej energii uderzenia odpowiedzialnej za całkowite zniszczenie konstrukcji.

Przeprowadzone testy zderzeniowe skorelowano z warunkami serwisowymi poprzez rozważenie możliwości przypadkowego zderzenia drona z przeszkodą podczas lotu. Prędkość lotu podczas wykonywania czynności analitycznych (np. akwizycja obrazów termowizyjnych, analiza fotogrametryczna) zwykle zawiera się w przedziale 1–2 m/s, zatem energia kinetyczna drona o hipotetycznej masie 5 kg poruszającego się z prędkością 3 m/s (prędkość odniesienia została zwiększona w celu uwzględnienia niestandardowych warunków) wynosi 22,5 J. Zakres energii, którym zajmowali się autorzy podczas przeprowadzania prób udarności, wynosił od 14 do 82 J, co pokrywa wartość przypadkowego uderzenia drona z przeszkodą

podczas lotu. Próbkę do badań uderzeniowych i ściskania miały wymiary równe 60 mm × 60 mm × 32 mm. Średnia gęstość i wygląd próbek są przedstawione na rysunku 48.







Rysunek 48. Próbkę do testów uderzeniowych i ściskania [163].

Wyniki badania uderzeniowego wraz z obrazowaniem uszkodzenia po badaniu zestawiono w tabeli 6. Próbkę wytworzone metodą HS wykazywały wyższą odporność na uderzenia. Całkowite zniszczenie kompozytu w przypadku tych kompozycji następowało przy energii uderzenia 82 J, dla próbek wytworzonych metodą F-RD penetracja następowała już przy uderzeniu z energią 52 J.

Tabela 6. Wyniki testów uderzeniowych [163].

Typ struktury	Energia uderzenia [J]	Prędkość uderzenia [m/s]	Obciążenie szczytowe [N]	Opis uszkodzenia	Obraz uszkodzenia
F-RD	14	2	3289	Miejscowe zmiężdżenie i uszkodzenie komórek w miejscu uderzenia. Złamanie górnej warstwy wierzchniej.	
	32	2	3002	Głębsza penetracja impaktora z pęknięciem komórek, częściowe uszkodzenie warstwy dolnej.	
	52	4	3019	Całkowite zniszczenie próbki. Złamanie warstwy dolnej.	

HS	14	2	3365	Miejscowe zmiżdżenie i uszkodzenie komórek w miejscu uderzenia. Złamanie górnej warstwy wierzchniej.	
	32	3	3394	Głębsza penetracja impaktora z kruszeniem i pęknięciem komórek.	
	52	4	3851	Głębsza penetracja impaktora z pęknięciem komórek, częściowe uszkodzenie warstwy dolnej.	
	82	5	3617	Całkowite zniszczenie próbki. Złamanie próbki na dwie części.	

Testy ściskania przeprowadzono na hydraulicznej maszynie wytrzymałościowej Italsigma wyposażonej w obciążenie 25 kN i powtórzono je przy dwóch różnych prędkościach przemieszczeń 2 i 5 mm/min. Krzywe naprężenie - odkształcenie zarejestrowane podczas testów ściskania, pokazują, że szybkość odkształcenia nie wpłynęła na wynik próby.

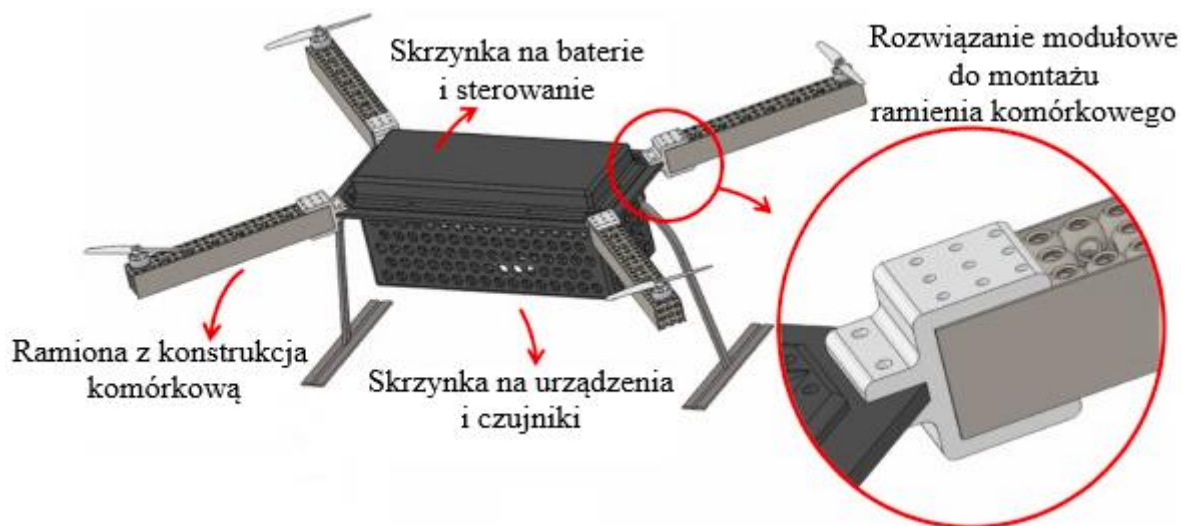
Do oszacowania wytrzymałości na ścinanie badanych kompozytów wykorzystano dwa parametry: całkowitą absorpcję energii (TEA) oraz absorpcję energii właściwej (SEA). W celu zagwarantowania porównywalności wyników obliczono właściwości pochłaniania energii do odkształcenia równego 0,4 (rzeczywiście po takiej wartości zaobserwowano znaczne zagęszczenie próbek i badania przerwano). Ponieważ krzywe naprężenie-odkształcenie dla obu wskaźników były podobne, wyniki w tabeli 7 to średnie wartości z tego badania.

Tabela 7. Wyniki wytrzymałości a ściskanie [163].

Kompozyt	Wytrzymałość na ściskanie [MPa]	E [MPa]	TEA [J]	SEA [Jm ³ /kg]
FRD	4,5	115,5	183,7	0,59
HS	4,0	99,6	148,7	0,41

Osiągi obu konstrukcji w porównywanych badaniach były zbliżone, co wspiera ideę ich ewentualnego wykorzystania w projektowaniu dronów. Projekt koncepcji lekkiego drona,

zilustrowany i opisany na rysunku 49, miał na celu głównie zmniejszenie masy konstrukcyjnej wybranej kategorii drona, która zwykle wynosi około 25 kg, łącznie z ramą, czujnikami, systemami kontrolerów i akumulatorami.



Rysunek 49. Lekka konstrukcja drona ze strukturami komórkowymi i częściami modułowymi [163].

Proponowana konstrukcja ramy, przy użyciu wytworzonych kompozytów wynosi:

- dla kompozytu HS 1,9 kg, jeśli rama jest zintegrowana i 4,1 kg w przypadku modułowego systemu łączonego;
- dla kompozytu F-RD 1,8 kg, jeśli rama jest zintegrowana i 3,9 kg w przypadku modułowego systemu łączonego.

Biorąc pod uwagę średnią wagę czujników około 3 kg i dodatkową wagę akumulatorów, silników i sterowników około 2 kg, opracowana konstrukcja jest znacznie lżejsza od średniej kategorii referencyjnej. Dlatego sugerowana konstrukcja jest w stanie uzyskać znaczne oszczędności masy, a dalszą redukcję można zyskać poprzez optymalizację ramy.

5.6. Podsumowanie

Na właściwości kompozytów warstwowych wpływa każdy element składowy. W literaturze tematu często rozdziela się wpływ poszczególnych części kompozytu warstwowego (rdzeń i warstwy okładzinowe) na właściwości wytrzymałościowe. Niemniej jednak, brakuje informacji na temat wpływu warstwy klejącej na te właściwości. Dobra adhezja jest kluczowa dla uzyskania dobrych parametrów wytrzymałościowych, dlatego badanie tej kwestii mogłoby dostarczyć nowych, cennych informacji w tej dziedzinie.

W niniejszej rozprawie podjęto próbę określenia wpływu lepiszcza międzywarstwowego poprzez jego modyfikację na ocenę zmiany właściwości wytrzymałościowych całego kompozytu. W tym celu zastosowano jedną z najtańszych żywic epoksydowych na rynku i poprzez jej modyfikacje badano wpływ na właściwości wytrzymałościowe całego kompozytu.

Dodatkowo, warto zauważyć, że modyfikacja warstwy klejącej może nie tylko wpłynąć na właściwości wytrzymałościowe kompozytu, ale także na jego właściwości termiczne, elektryczne czy chemiczne. Dlatego też, badania w tym zakresie mogą otworzyć nowe możliwości dla zastosowań kompozytów warstwowych w różnych dziedzinach przemysłu.

Warto również podkreślić, że modyfikacja warstwy klejącej, może istotnie wpłynąć na proces produkcji kompozytów np. poprzez zmianę lepkości, zmianę czasu utwardzania. Te czynniki mogą również wpływać na ostateczne właściwości kompozytu. Dlatego też, kompleksowe podejście do problemu, uwzględniające zarówno modyfikacje materiałowe, jak i procesowe, może przynieść najbardziej optymalne rezultaty.

W literaturze tematu dominują prace dotyczące kompozytów warstwowych z jednym rdzeniem. Niemniej jednak, nawet kilka wzmianek o kompozytach wielowarstwowych sugeruje, że mogą one mieć zdecydowanie lepsze parametry wytrzymałościowe.

Wreszcie, warto podkreślić, że kompozyty wielowarstwowe mogą oferować unikalne możliwości, które nie są dostępne dla kompozytów z jednym rdzeniem. Na przykład, mogą one umożliwić lepsze dopasowanie właściwości materiału do konkretnych wymagań aplikacji, poprzez odpowiedni dobór materiałów dla poszczególnych warstw. Dlatego też, dalsze badania w tym zakresie są zdecydowanie uzasadnione.

W wielu pracach naukowych dokładnie analizowane są krytyczne obciążenia, natomiast badania, w których nie dochodzi do katastrofalnych uszkodzeń kompozytów, są często omawiane w sposób bardzo ogólny. To jest istotne, ponieważ nie każde zastosowanie kompozytów wymaga ekstremalnych warunków, a zrozumienie zachowania materiałów w mniej ekstremalnych warunkach jest równie ważne.

Wykorzystanie profilometru do analizy uszkodzeń po badaniu na młocie spadowym, jak to miało miejsce w tej pracy naukowej, to niespotykane podejście, które może dostarczyć dodatkowych, cennych informacji. Dzięki temu możemy zrozumieć, jak kompozyty reagują na różne rodzaje obciążeń i jakie są mechanizmy ich uszkodzeń. To z kolei może prowadzić do opracowania lepszych technik wytwarzania i optymalizacji kompozytów.

6. CELE PRACY

Głównym celem pracy jest zaprojektowanie, wytworzenie oraz scharakteryzowanie wybranych właściwości mechanicznych nowego, polimerowego kompozytu warstwowego, który będzie mógł stanowić alternatywę dla obecnie stosowanych materiałów, w produkcji elementów bezzałogowych statków powietrznych (BSP).

Kompozyt ten powinien spełniać wymagania stawiane materiałom stosowanym do produkcji elementów BSP, posiadać wysoką wytrzymałość właściwą oraz technologia jego wytwarzania nie powinna być skomplikowana.

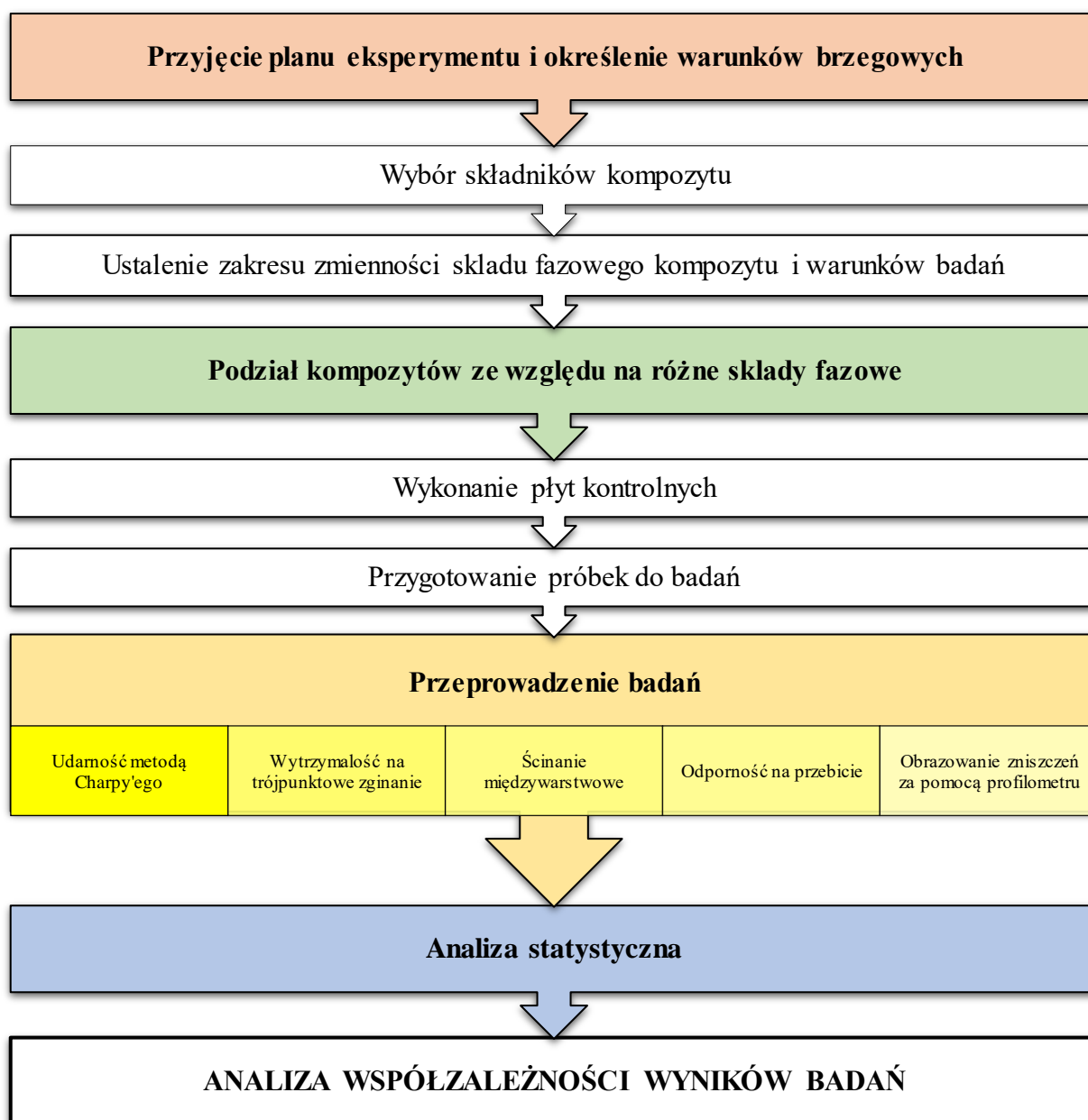
Osiągnięcie celu głównego wymagało realizacji następujących celów cząstkowych:

1. dokonania przeglądu literaturowego rodzajów, właściwości i wymogów stawianych materiałom obecnie stosowanym w produkcji elementów BSP;
2. innowacyjne wprowadzenie układu grafted-IPN jako modyfikacja żywicy epoksydowej do zastosowań w kompozytach warstwowych;
3. doboru komponentów materiałowych i metody wytwarzania polimerowego kompozytu warstwowego;
4. doboru normowych i nienormatywnych metod badań materiałów warstwowych do oceny ich właściwości mechanicznych;
5. analiza ilościowego i jakościowego wpływu komponentów, na wybrane właściwości mechaniczne polimerowych kompozytów warstwowych składających się z warstw spienionego polichlorku winylu (PVC), ze wzmocnieniem z tkaniny aramidowej połączonych lepiszczem międzywarstwowym z żywicy epoksydowej zmodyfikowanej poliuretanem (PU);
6. innowacyjne zastosowanie analizy profilometrycznej do obrazowania zniszczeń po badaniu odporności na przebicie;
7. opracowania planu badań doświadczalnych do oceny wpływu lepiszcza międzywarstwowego na właściwości mechaniczne otrzymanych kompozytów.

7. PROGRAM BADAŃ DOŚWIADCZALNYCH MATERIAŁÓW WARSTWOWYCH

7.1. Algorytm programu badań doświadczalnych

W celu zrealizowania wyznaczonych celów pracy doktorskiej opracowano program badań doświadczalnych polimerowych kompozytów warstwowych. Aby go wykonać określono algorytm (rys. 50) według którego zostały wykonane poszczególne etapy.



Rysunek 50. Algorytm programu badań doświadczalnych.

Wybór badań wytrzymałościowych jest wynikiem przeglądu literatury oraz wymagań, które muszą być spełnione, aby zastosować opracowany materiał jako komponent, detal lub element w produkcji bezzałogowych statków powietrznych.

7.2. Charakterystyka składników do wytworzenia epoksydowego kompozytu warstwowego

Konstrukcje typu “sandwich” składają się z dwóch okładzin oddzielonych rdzeniem. Okładziny, wykonane z materiałów o wysokich właściwościach mechanicznych, mają za zadanie przenosić naprężenia rozciągające lub ściskające wynikające z sił podłużnych i momentów zginających. Rdzeń, z drugiej strony, przenosi głównie naprężenia ścinające wynikające z sił poprzecznych. Dodatkowo, rdzeń oddziela okładziny od siebie, co zwiększa sztywność konstrukcji w przypadku cienkich okładzin, poprawia właściwości izolacyjne oraz zmniejsza ciężar, przy jednoczesnym zachowaniu właściwości wytrzymałościowych na poziomie zbliżonym do konstrukcji litej.

Wytworzone kompozyty warstwowe składały się z :

- żywicy epoksydowej - Epidian 5 utwardzanej poliaminowym utwardzaczem Z1;
- poliuretanu - Desmocap 12 używanego jako modyfikator Epidianu 5;
- tkaniny aramidowej o splocie płóciennym (220g/m²) i skośnym (300g/m²);
- certyfikowanych pianek lotniczych PVC - AIREX R63.80 i R63.140.

Żywice epoksydowe to małowiskotowe prepolimery zawierające więcej niż jedną grupę epoksydową [251, 252]. Kompozycje na bazie żywic epoksydowych oferują kompleksowy zestaw przydatnych właściwości, takich jak doskonałe właściwości mechaniczne, dobra odporność chemiczna oraz integralność strukturalna w ciężkich warunkach eksploatacji [253, 254, 255, 256]. Właściwości te wywodzą się z usieciowanej sieci 3D zwykle tworzonej w wyniku reakcji chemicznej pomiędzy monomerem epoksydowym a utwardzaczem [257]. Żywice epoksydowe dzięki swoim znakomitym właściwościom mechanicznym, silnej adhezji do wielu podłoży oraz dobrej odporności na ciepło i chemikalia znalazły zastosowanie w wielu dziedzinach [258, 259, 260]. Ponadto, dzięki szerokiemu zakresowi temperatur utwardzania, niskiemu współczynnikowi rozszerzalności cieplnej, wysokiej odporności izolacyjnej i dobrej odporności na korozję chemiczną, żywice epoksydowe znalazły również zastosowanie m.in. w inżynierii kriogenicznej [261, 251].

Epidian 5 jest wysoko lepka, klarowną cieczą o barwie jasnożółtej. Jest stosowany do wytwarzania: farb i lakierów chemoodpornych, spoiw do laminatów epoksydowo-szklanych,

mas zalewowych w elektrotechnice, kompozycji posadzkowych, kitów, impregnatów, klejów utwardzanych na zimno do metali, szkła i ceramiki.

Do utwardzania w temperaturze pokojowej zastosowano utwardzacz Z-1 w proporcji: 12 części utwardzacza na 100 części wagowych żywicy. Oporność chemiczna Epidianu 5 po utwardzeniu w czasie 14 dni w temp. pokojowej zestawiono w tabeli 8, a parametry wytrzymałościowe otrzymanego kompozytu zostały zamieszczone w tabeli 9.

Tabela 8. Odporność chemiczna utwardzonego Epidianu 5.

Odczynnik	Czas ekspozycji: 1 miesiąc
Woda wodociągowa	+
Wodorotlenek sodu 10%	+
Wodorotlenek sodu 20%	+
Wodorotlenek sodu 40%	+
Kwas solny 10%	+
Kwas solny stężony	+
Kwas siarkowy 20%	+
Kwas fosforowy 10%	+
Kwas azotowy 10%	+
Kwas octowy 5%	+
Kwas cytrynowy 10%	+
Węglan sodu 10%	+
Sól kuchenna 20%	+
Etanol 45%	+
Etanol 96%	+
Toluen	+
Ksylen	+
Aceton	-
Octan etylu	-
Benzyna	+
Perhydrol 3%	+
Amoniak 10%	+

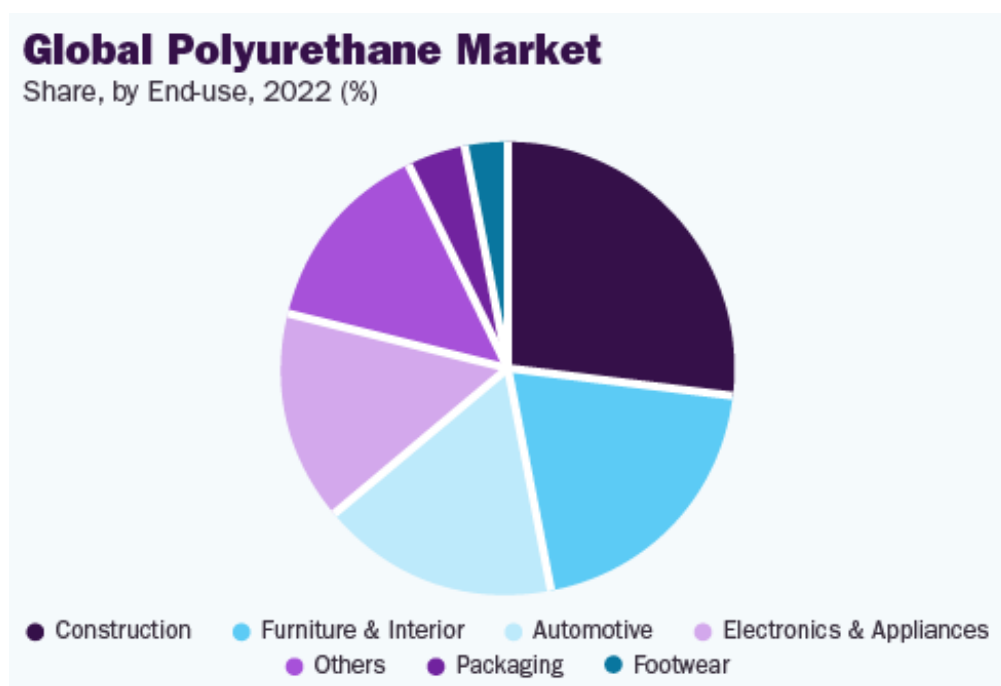
Tabela 9. Parametry wytrzymałościowe utwardzonego Epidianu 5.

Badany parametr	EP 5+Utw.Z-1
Naprężenia zrywające, [MPa] PN-EN ISO 527-1:1998 PN-EN ISO 527-2:1998	60-80
Wytrzymałość na zginanie, [MPa] PN-EN ISO 178:2006	100-140
Wytrzymałość na ściskanie, [MPa] PN-EN ISO 604:2006	100-120

Twardość metodą wciskania kulki, [MPa] PN-EN ISO 2039-1:2002	100-130
Temperatura ugięcia wg Martensa, [°C] PN-90/C-89025:1990	90-110

Na właściwości kompozytu warstwowego wpływają wszystkie jego elementy składowe. Osnowa ma wpływ na wytrzymałość, rozwarstwianie, nasiąkliwość, odporność chemiczną i pęczanie laminatu w wysokiej temperaturze [262]. Dlatego ważne jest odpowiednie dobranie osnowy. Wprowadzenie poliuretanu do żywicy epoksydowej ma na celu zminimalizować wady epidianu, takie jak kruchość i niską udarność, a także poprawić adhezję poszczególnych warstw i wzmocnienie kompozytu.

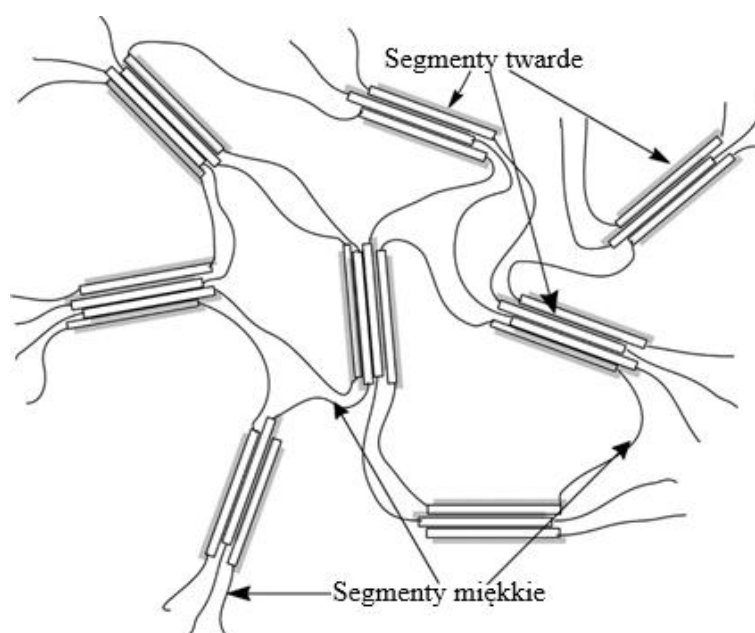
Poliuretany (PU) są jednym z najbardziej popularnych materiałów polimerowych ze względu na swoje wszechstronne właściwości. W 2022 roku globalna produkcja poliuretanu wyniosła prawie 26 milionów ton. Przede wszystkim ze względu na swoje właściwości mechaniczne, poliuretany zajmują tak wysoką pozycję. Głównym zastosowaniem poliuretanów są elementy konstrukcyjne (rys. 51). Poliuretany są cenione głównie za swoje właściwości, które obejmują dużą zdolność wydłużenia przy zerwaniu, pochłaniania energii, dużą odporność w środowiskach agresywnych, stabilność termiczną, odporność chemiczną, wszechstronność produktów i zastosowań, łatwość stosowania, opłacalność oraz wkład w ogólną trwałość i zrównoważony rozwój produktów końcowych [263, 264, 265, 266, 267, 268].



Rysunek 51 Zastosowanie poliuretanów

Poliuretany (PU) są polimerami o dużej wytrzymałości, które charakteryzują się przewidywalnymi i skalowanymi właściwościami materiałowymi. Są one zdolne do szybkiego utwardzania, co jest kluczowe dla wielu zastosowań. Dodatkowo, poliuretany są odporne na ekstremalne warunki środowiskowe i mają wysoką adhezję do większości podłoży [269].

Poliuretany są uważane za materiały uniwersalne ze względu na swoją zdolność do zmiany mikrostruktury, co pozwala na uzyskanie różnych typów materiałów o szerokim zakresie właściwości mechanicznych. Na przykład, z poliuretanów można uzyskać materiał sztywny lub bardzo elastyczny, w zależności od potrzeb [270, 271, 272, 273, 274, 275]. PU składają się z segmentów “miękkich” i “twardych”. W poliuretanach, izocyjaniany odpowiadają za segmenty twarde i właściwości szkliste i/lub krystaliczne, a aktywne grupy hydroksylowe za segmenty miękkie i zachowanie gumowe [276, 277, 278, 279]. Mikrorozdzielenie tych domen ze względu na odmienność cech jest odpowiedzialne za szeroki zakres właściwości [270, 275]. Ze względu na praktyczne zastosowania, produkty PU można podzielić na dwie główne kategorie: elastyczne PU (takie jak elastomery, pianki elastyczne, powłoki, kleje, włókna itp.) oraz sztywne PU (takie jak pianki sztywne, pianki strukturalne, substytuty drewna, polimery stałe itp.) [280]. Ta wszechstronność sprawia, że poliuretany są niezwykle użyteczne w wielu różnych dziedzinach.



Rysunek 52. Schemat poliuretanu z podziałem na struktury miękkie i twarde.

W porównaniu z innymi elastomerami, takimi jak nityl, neopren, butyl i kauczuk, PU mają wiele zalet. Wyróżniają się wysoką nośnością (wytrzymałość na rozciąganie

w dostępnych na rynku PU waha się od 20,7 MPa do 65,5 MPa), wyższą zdolnością na odkształcania, odpornością na: mikroorganizmy, oleje, ropę naftową, kwasy, i czynniki utleniające [265].

Do modyfikacji Epidianu 5 użyto poliuretanu o nazwie handlowej Desmocap 12 firmy Covestro. To liniowy prepolimer poliuretanowy z sieciowanymi zablokowanymi grupami izocyjanianowymi. Stosowany jako surowiec do uelastyczniania żywic epoksydowych oraz do formułowania uszczelniaczy. Może być stosowany do tworzenia utwardzalnych, płynnych, bezrozpuszczalnych systemów poliuretanowych. Posiada dobrą kompatybilność z estrami, ketonami, eterami, związkami aromatycznymi, olejem terpentynowym i benzyną lakową. Dzięki swojej budowie, Desmocap 12 w połączeniu z żywicami epoksydowymi sprawia, że gotowy wyrób staje się bardziej elastyczny. Dodatkowo, jest polimerem reaktywnym i może tworzyć z żywicą struktury IPN.

Tabela 10. Właściwości Epidianu 5 i Desmocap 12

Właściwości	Epidian 5	Desmocap 12
Gęstość w 25°C [g/cm ³]	1,15	1,04
Lepkość w 25°C [mPas]	20000-30000	28000 - 52000

Powodem stosowania wzmocnienia w postaci włókien jest poprawa wytrzymałości mechanicznej. W niniejszej pracy zastosowano wzmocnienie w postaci tkanin aramidowych, które mają doskonały stosunek wytrzymałości do masy. Ponadto struktury kompozytowe z włóknami aramidowymi charakteryzują się na ogół wysokim modułem, dobrą stabilnością termiczną, ognioodpornością, odpornością na uszkodzenia, wysoką wytrzymałością na rozciąganie i twardością. Ze względu na swoje unikalne właściwości, tkaniny aramidowe są używane w wielu zastosowaniach, takich jak produkcja sprzętu sportowego, lin i kabli, gdzie ich wysoka wytrzymałość i odporność na rozciąganie są niezwykle cenna. Ponadto, ze względu na ich odporność na wysokie temperatury, tkaniny aramidowe są często stosowane w przemyśle lotniczym i kosmicznym. Wreszcie, ze względu na ich wysoką wytrzymałość na rozciąganie i twardość, tkaniny aramidowe są idealnym materiałem do produkcji ochronnych kamizelek kuloodpornych i hełmów. Najbardziej popularnymi włóknami aramidowymi jest kevlar. Tkaniny na bazie włókien kevlarowych należą do najbardziej wytrzymałych tkanin technicznych. Tkaniny aramidowe są używane tam gdzie aspekty takie jak: wysoka wytrzymałość, lekkość i odporność na rozciąganie są niezwykle cenne.

Tkaniny z włókien aramidowych, mają następujące właściwości:

- wysoka odporność mechaniczna: tkanina z aramidem jest odporna na ścieranie, rozdarcie i innego rodzaju uszkodzenia mechaniczne;
- odporność na związki chemiczne: aramid nie wchodzi w reakcję z większością związków chemicznych;
- niepalność: materiały aramidowe są niepalne, mają bardzo wysoki punkt topnienia ($>500\text{ }^{\circ}\text{C}$), a po przekroczeniu tej temperatury ulegają zwęgleniu bez wydzielania szkodliwych substancji;
- termo stabilność: aramid nie kurczy się w wysokiej temperaturze.

Właściwości tkanin nie są wyłącznie wynikiem rodzaju użytych włókien. Równie istotne są rodzaj zastosowanego splotu oraz gramatura. W procesie tworzenia kompozytów warstwowych wykorzystano dwie odmiany tkanin aramidowych. Pierwsza z nich, o splotcie płóciennym i gramaturze 220g/m^2 , druga zaś o splotcie skośnym i gramaturze 300g/m^2 .

Splot płócienny oferuje tkaninie znakomitą stabilność, lecz niestety, kosztem elastyczności. Z kolei tkaniny o splotcie skośnym charakteryzują się większą elastycznością, lepiej dopasowują się do kształtu, jednakże włókna mogą mieć tendencję do „rozchodzenia się”.

Wprowadzenie porowatego rdzenia do konstrukcji warstwowych to temat dobrze znany w literaturze. W niniejszej pracy zdecydowano się jednak na odważniejszy krok, wprowadzając nie jeden, ale aż trzy cienkie przekładki piankowe. Dzięki temu udało się osiągnąć redukcję masy, zwiększenie tłumienia drgań oraz poprawę absorpcji energii podczas badań udarności.

Wykorzystano tu piankę AIREX® R63, liniową termoplastyczną piankę polimerową o zamkniętych komórkach, która charakteryzuje się wysoką odpornością na uszkodzenia. Formuła pianki łączy w sobie dużą rozciągliwość i doskonałą siłę wiązania. AIREX® R63 może być formowany na zimno do prostych kształtów i termoformowany do złożonych trójwymiarowych krzywizn, przy czym temperatura nie wpływa na zwiększenie kruchości.

AIREX® R63 to wyjątkowy materiał rdzeniowy do dynamicznie obciążonych i amortyzujących konstrukcji warstwowych. Do najważniejszych cech tego materiału należy:

- bardzo wysoka udarność (nie kruchy sposób zniszczenia),
- bardzo łatwe do formowania (na zimno i na gorąco),
- stabilność wymiarowa,
- doskonała odporność na zmęczenie,

- wysoka przyczepność,
- nie ulega biodegradacji,
- dobra izolacja akustyczna i termiczna.

Tabela 11. Właściwości pianki AIREX® R63

Właściwości mechaniczne				
Badany parametr	Norma	Jednostka	R63.80	R63.140
Gęstość	ISO 845	kg/m ³	90	140
Wytrzymałość na ściskanie prostopadle do płaszczyzny	ISO 844	N/mm ²	0,90	1,6
Moduł przy ścisaniu prostopadle do płaszczyzny	DIN 53421	N/mm ²	56	110
Wytrzymałość na rozciąganie w płaszczyźnie	ISO 527 1-2	N/mm ²	1,4	2,4
Moduł sprężystości przy rozciąganiu w płaszczyźnie	ISO 527 1-2	N/mm ²	50	90
Wytrzymałość na ścinanie	ISO 1922	N/mm ²	1,0	1,85
Moduł ścinania	ASTM C393	N/mm ²	21	37
Wydłużenie przy zerwaniu	ISO 1922	%	75	80
Udarność	DIN 53453	kJ/m ²	5,0	6,5
Przewodność cieplna w temperaturze pokojowej	ISO 8301	W/m.K	0,037	0,039
Właściwości fizyczne				
Grubość	+/-0,5	mm	4	3
Kolor			Beżowy	Żółty

W specyfikacji handlowej pianki AIREX® R63 nie ma informacji dotyczącej maksymalnej temperatury, w jakiej może pracować. Dlatego, posługując się kartą charakterystyki dla czystego PVC, możemy założyć, że temperatura mięknięcia handlowej pianki będzie nie mniejsza niż 80°C.

Mimo że materiał rdzenia ulega degradacji w stosunkowo niskiej temperaturze ($\approx 80^{\circ}\text{C}$), zakres ten pokrywa się z temperaturą przyszłej eksploatacji. Dodatkowo, wytworzony kompozyt posiada doskonałe właściwości ochronne dzięki zastosowaniu wzmocnienia z tkaniny aramidowej. Może on stanowić efektywną barierę przed krótkotrwałym oddziaływaniem płomienia, co czyni go doskonałym materiałem do budowy bezzałogowych statków powietrznych.

8. OPISY BADAŃ

8.1. Gęstość

Podstawowa metoda wyznaczania gęstości, opiera się na pomiarze masy oraz objętości badanego ciała stałego. Gęstość jest to stosunek masy ciała stałego do zajmowanej przez niego objętości. Zatem, możemy ją obliczyć na podstawie poniższego wzoru:

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (4)$$

gdzie: m - masa ciała [g],

V jego objętość zajmowana przez ciało [cm^3].

8.2. DMA

Dynamiczna analiza mechaniczna (DMA) jest stosowana do pomiaru mechanicznych i lepkosprężystych materiałów w funkcji temperatury, czasu i częstotliwości podczas periodycznych zmian obciążenia, któremu poddawana jest próbka badanego materiału [281]. DMA jest źródłem ilościowych i jakościowych informacji dotyczących między innymi takich właściwości jak:

- moduł sprężystości wzdłużnej (moduł Younga);
- moduł sprężystości poprzecznej (moduł Kirchoffa);
- odkształcenie plastyczne i relaksacja naprężeń.

Dane wyjściowe (zwane również danymi pierwotnymi), tzn. zmierzona siła i amplituda przemieszczeń (F_a i L_a) oraz ich przesunięcie fazowe δ , stosowane są do obliczenia żądanych właściwości materiałów:

- modułu zespolonego sprężystości (M^*), sprężystość wzdłużna – moduł Younga E lub sprężystość poprzecznej (G^*);
- moduł zachowawczy (M') proporcjonalny do energii zgromadzonej elastycznie i odwracalnie,
- moduł stratności (M'') proporcjonalny do energii przekształconej w ciepło i nieodwracalnie utraconej;
- współczynnik stratności ($\text{tg } \delta$).

8.3. Lepkość

Lepkość to właściwość płynów i plastycznych ciał stałych charakteryzująca ich opór wewnętrzny przeciw płynięciu. Lepkość odnosi się do oporu, jaki stawiają niektóre ciecze podczas przepływu i odkształcania. Im większy opór stawia ciecz przy płynięciu i odkształcaniu, tym bardziej jest lepka. Przyczyną tego zjawiska są oddziaływania międzycząsteczkowe powodujące powstawanie sił analogicznych do tarcia. Stąd lepkość, nazywana także tarciem wewnętrznym, opisywana jest przez gradient prędkości powodowany istnieniem naprężeń ścinających pomiędzy warstwami płynu.

Lepkość dynamiczna jest to stosunek naprężeń ścinających do szybkości ścinania:

$$\eta = \tau / \dot{\gamma} \text{ [Pa}\cdot\text{s]} \quad (5)$$

gdzie: η - lepkość dynamiczna

τ - naprężenie ścinające [Pa]

$\dot{\gamma}$ - prędkość ścinania [1/s]

Lepkość żywicy jest miarą jej odporności na stopniową deformację poprzez siły rozciągające. Parametr ten jest istotny w przypadku aplikacji żywicy w formach zamkniętych, bowiem definiuje on jej skłonność do odpowiednio szybkiego przechodzenia przez formę (zbrojenie) pod wpływem działających sił pod/nadciśnienia powietrza [282].

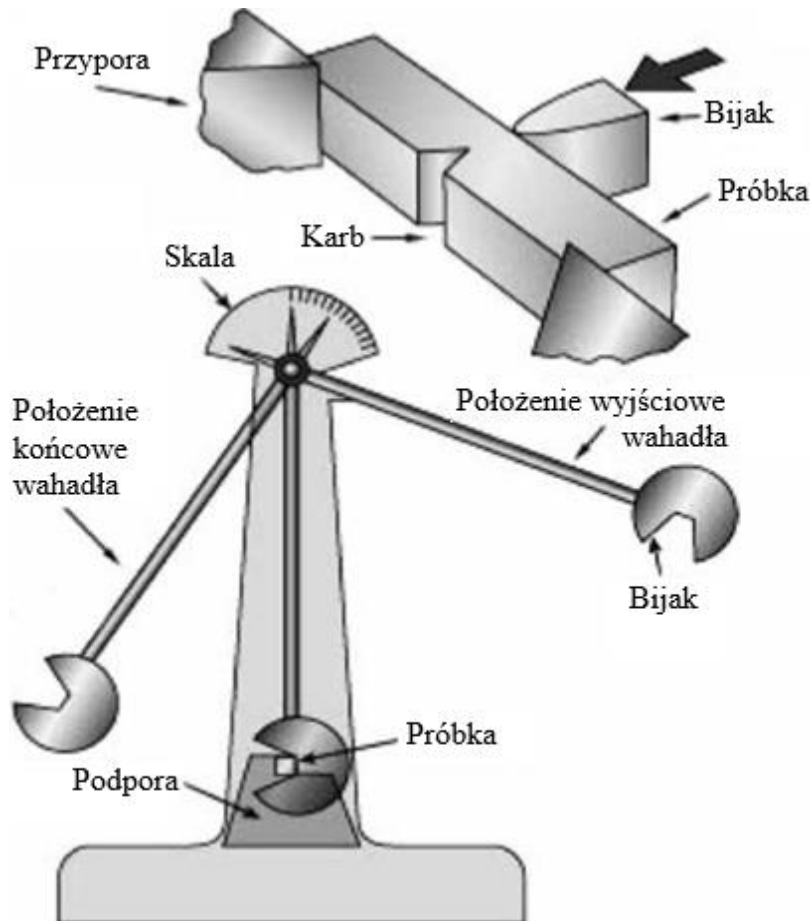
8.4. Udarność

Udarność jest to odporność tworzywa na złamanie udarowe. Określa się ją stosunkiem pracy potrzebnej do dynamicznego złamania próbki do przekroju poprzecznego próbki w miejscu jej złamania. W niniejszej pracy wykorzystano dwie metody badania odporności udarowej kompozytów pierwsza to udarność metodą Charpy’ego, druga to badanie odporności materiału na przebicie.

8.4.1. Udarność metodą Charpy’ego

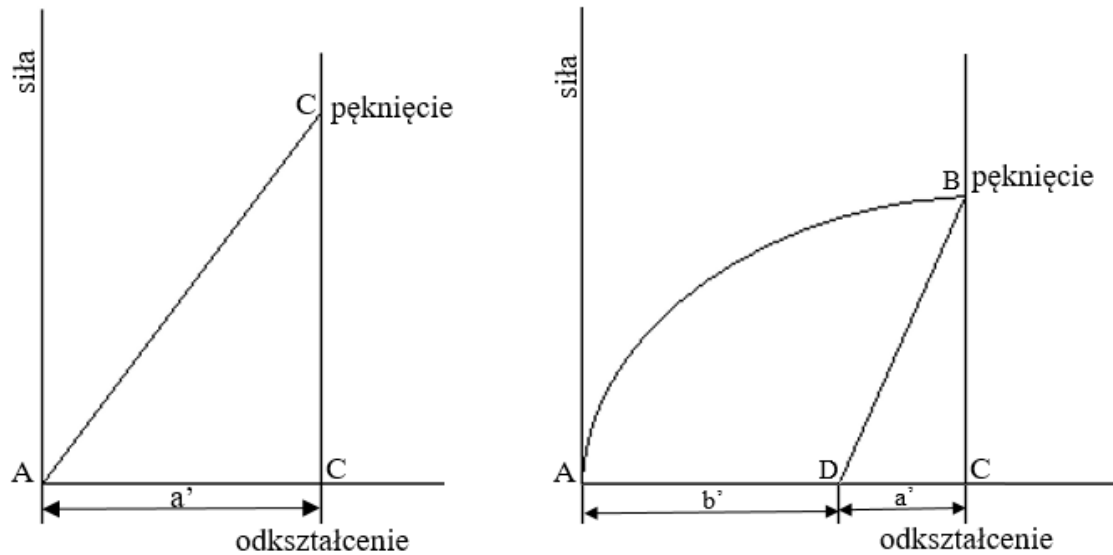
Metoda Charpy’ego polega na udarowym złamaniu prostopadłościenną próbką z korbem lub bez karbu, podpartą na dwóch podporach i określeniu pracy potrzebnej do jej złamania. Próbkę z korbem umieszcza się tak by młot uderzał w powierzchnię przeciwną do karbu ma to na celu koncentrację naprężeń w określonym miejscu. Udarność określa się pracą potrzebną do dynamicznego złamania próbki, odniesioną do 1 m² przekroju próbki (jeżeli jest to udarność z korbem, to do przekroju w miejscu za korbem) i wyraża się w kJ/m². Metodę

Charpy’ego należy stosować do badania wyrobów i półwyrobów z tworzyw termoplastycznych i duroplastycznych. Zasadę pomiaru pokazano na rysunku poniżej. Badanie zazwyczaj prowadzi się w temperaturze pokojowej [283, 284].



Rysunek 53. Zasada badania udarności metodą Charpy’ego [285].

Do oznaczania udarności stosuje się młot wahadłowy o sztywnej konstrukcji, umożliwiający oznaczanie energii zużytej na złamanie próbki. Spadający młot łamie beleczkę, która pochłania odpowiednią ilość energii. Wartość energii zużytej na złamanie stanowi różnicę początkowej energii potencjalnej młota wahadłowego i energii pozostałej po złamaniu próbki. W zależności od właściwości badanego tworzywa pęknięcie w czasie dynamicznego złamania próbki może być kruche lub plastyczne [283, 284].



Rysunek 54. Wykres odkształcenie od siły przy złamaniu próbek a) odkształcenie sprężyste (złamanie kruche), b) odkształcenie plastyczne (złamanie plastyczne) [283].

Po wykonaniu próby udarnościowej wykonuje się również badanie przełomów próbek. Pozwala to poszerzyć diagnostykę danego materiału i określić inne jego cechy. Wyróżnia się następujące rodzaje przełomów:



Rysunek 55. Przełom a) kruchy, b) plastyczny.

Udarność wg metody Charpy’ego dla próbek z karbem oblicza się wg wzoru:

$$U = \frac{E}{w \cdot b_k} \quad (6)$$

gdzie: U - udarność, kJ/m²;

E - energia zużyta na złamanie próbki, J;

w - szerokość próbki, mm;

b_k - grubość próbki za karbem, mm [283].

Nowoczesne młoty udarowościowe wyposażone są w urządzenia rejestrujące oraz mikroprocesory umożliwiające bezpośredni odczyt udarowości. Umożliwiają one rejestrację zależności siły łamiącej próbkę i przemieszczenia się pęknięcia. Zarejestrowany wykres umożliwia rozłożenie udarowości na tworzące ją energie związane z zarodkowaniem i rozprzestrzenianiem pęknięcia [286].

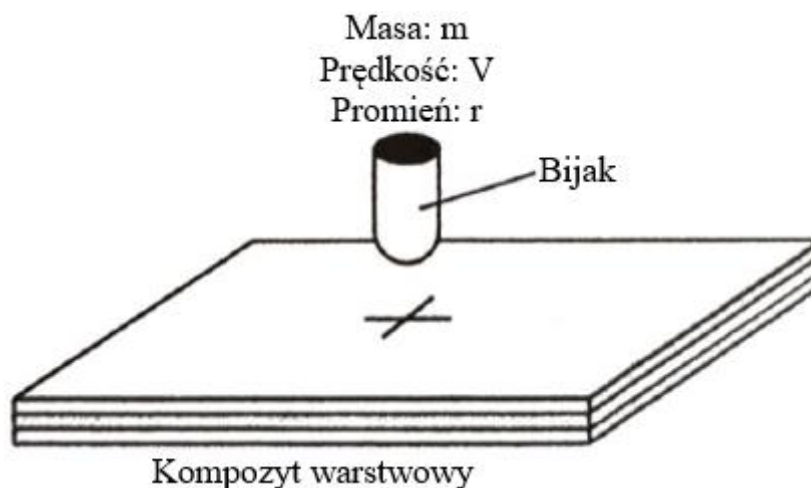


Rysunek 56. Młot Charpy'ego Galdabini Impact 25.

8.4.2. Odporność na przebicie

Stosowane do tej pory klasyczne próby udarowości (takie jak Charpy'ego, Izoda, itp.) okazały się być mało przydatne w procesie oceny kompozytów warstwowych. Ich szczególne cechy sprawiają, że laminaty te wymagają opracowania nowych metod badawczych, celem określenia możliwości ich wykorzystania w zastosowaniach narażonych na działanie obciążeń udarowych [287].

W celu określenia odporności próbek na przebicie przeprowadzono badania udarowościowe na przystosowanym do tego typu badań młocie spadowym. Badanie to należy do kategorii udarowego zginania płyty obciążonej środkowo, zgodnie z rys. 57.



Rysunek 57. Schemat poprzecznego obciążenia kompozytu warstwowego bijakiem sferycznym.

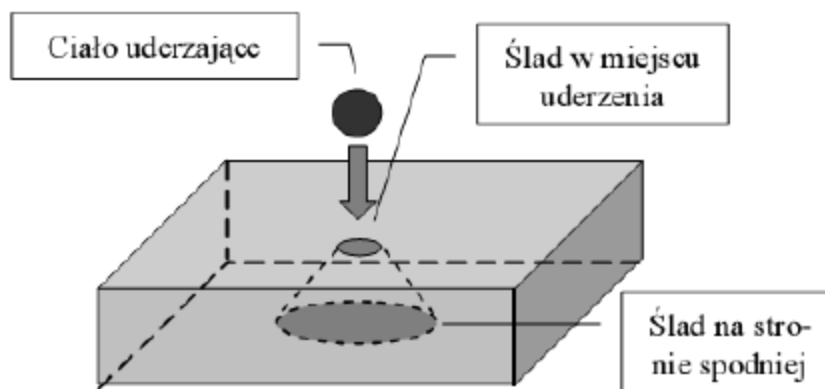
Pod pojęciem odporności na przebicie kompozytu rozumiemy wartość siły maksymalnej (Peak Force) bądź energii pochłoniętej (Peak Energy / Failure Work) powodujących trwałe uszkodzenie kompozytu poprzez jego perforację [288]. Określana jest w jednostkach siły [N] lub energii [J], a dokładniej – w ich wartościach przeliczonych na 1 m grubości jako Peak Force/Energy on Thickness [N/m] lub [J/m]. Pozwala to obliczyć odporność kompozytu również przy użyciu w badaniach próbek o różnych grubościach [289].

Badania wytrzymałościowe przeprowadzono na laboratoryjnym systemie do badań udarowościowych Instron CEAST 9340 (rys. 58). Badania zostały przeprowadzone dla kilku wartości energii uderzenia. Była ona regulowana poprzez wysokość na jaką podnoszony był bijak oraz masą obciążenia. W przeprowadzonych badaniach użyto bijaka sferycznego o średnicy $\varnothing 20$ mm.



Rysunek 58. Młot opadowy Instron CEAST 9340.

Przy niewielkich energiach uderzenia obszar uszkodzenia ma w przybliżeniu kształt ściętego stożka, którego wierzchołek znajduje się w miejscu uderzenia (warstwa zewnętrzna) a jego podstawa leży na przeciwległej (do warstwy uderzanej) powierzchni badanego materiału (rys. 59).



Rysunek 59. Obszar uszkodzeń w kompozycie po niskoenergetycznym obciążeniu udarowym [290].

Oszacowanie wytrzymałości zderzeniowej badanych kompozytów oparto na ocenie następujących parametrów [163]:

- całkowita absorpcja energii (TEA), zdefiniowana jako ilość energii pochłoniętej podczas uderzenia, a więc równa powierzchni pod krzywą siła (F)-przemieszczenie (s) zgodnie z równaniem (6) :

$$TEA = \int F ds \quad (7)$$

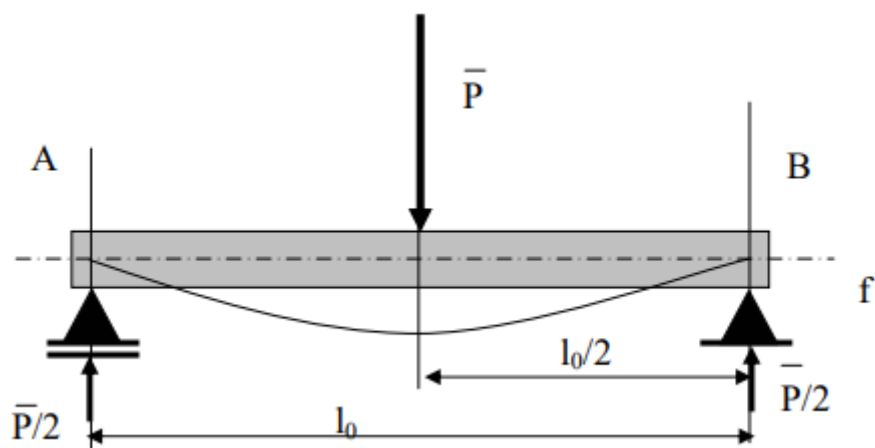
- absorpcja energii właściwej (SEA), obliczona jako stosunek TEA do gęstości struktury (ρ), zgodnie z równaniem (7) :

$$SEA = \frac{TEA}{\rho} \quad (8)$$

8.5. Odporność na trójpunktowe zginanie

Próba zginania jest jedną ze statycznych metod określania właściwości wytrzymałościowych materiałów inżynierskich. Warunki przeprowadzania próby zginania ujęto w normie PN-EN ISO 7438. Może być ona wykonywana zarówno w temperaturze pokojowej (otoczenia), jak i w obniżonej lub podwyższonej.

Badanie wytrzymałości na zginanie trójpunktowe polega na tym, że podpartą na obu końcach próbkę w postaci prostokątnej beleczki obciąża się centralnie działającą prostopadle do jej podłużnej osi, jak przedstawiono na rysunku poniżej.



Rysunek 60. Schemat próby trójpunktowego zginania [291].



Rysunek 61. Trójpunktowe zginanie [292].

Naprężenie maksymalne(σ_{max}) podczas zginania oblicza się wg wzoru:

$$\sigma_{max} = \frac{3 \times P \times L}{2w \times b^2} \quad (9)$$

gdzie: σ_{max} - maksymalne naprężenie zginające, MPa;

P - siła, N;

L - odległość między podporami, m;

w - szerokość poprzecznego przekroju próbki, m;

b - wysokość poprzecznego przekroju próbki, m.

Odształcenie (ε) przy zerwaniu oblicza się wg wzoru:

$$\varepsilon = \frac{3 \times b \times \Delta}{2 \times L^2} \quad (10)$$

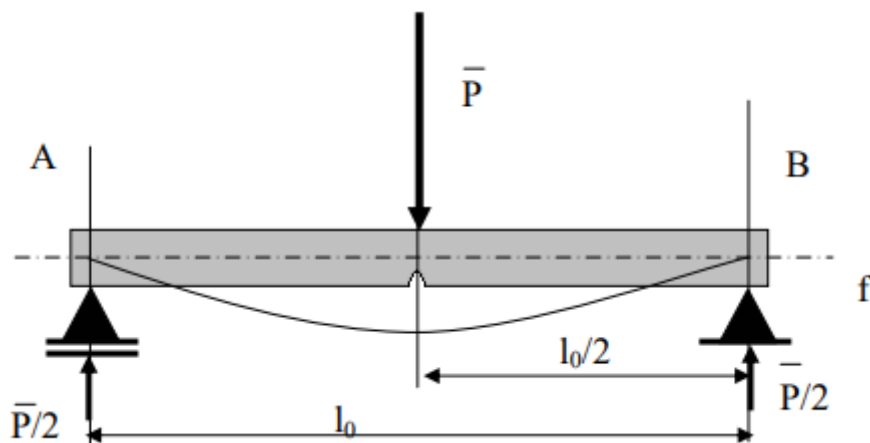
gdzie: ε - odkształcenie przy zerwaniu, -;

Δ - strzałka ugięcia w środku próbki, m [293].

8.6. Odporność na propagację pęknięć (K_C)

Propagacja w wytrzymałości materiałów może oznaczać rozprzestrzenianie się uszkodzenia w materiale poddanym naprężeniu. Do oceny przydatności danego materiału nie wystarczy badanie rozciągania czy ściskania, zdarza się bowiem niejednokrotnie, że materiały o wysokich własnościach mechanicznych (o dużej wytrzymałości i ulepszonej cieplnie plastyczności) mają niewielką odporność na pękanie. W takim przypadku materiały takie mają ograniczoną przydatność jako tworzywo konstrukcyjne, szczególnie w przypadkach występowania w danej konstrukcji obciążeń zmęczeniowych [294].

K_C określany jest jako współczynnik intensywności naprężeń. Oznacza poziom naprężenia w obszarze szczeliny. Zwiększanie naprężenia do momentu niekontrolowanej propagacji pęknięcia powoduje wzrost wartości K aż do osiągnięcia wartości krytycznej (K=K_C) – próbka ulega zerwaniu. K_C określany jest zatem współczynnikiem odporności materiału na pękanie.



Rysunek 62. Schemat ułożenia próbki podczas badania wytrzymałości na propagację pęknięć [291].

K_C obliczane jest ze wzoru:

$$K_C = \frac{3 \times P \times L \times x \sqrt{a}}{2 \times b \times w^2} Y\left(\frac{a}{w}\right) \quad (11)$$

gdzie: P - siła pęknięcia, N;

L - odległość między podporami, m;

a - długość karbu, m;

w - szerokość próbki, m;

b - grubość próbki, m;

Y - współczynnik geometryczny, -.

Przy trójpunktowym zginaniu próbki z karbem oblicza się go wg wzoru [295]:

$$Y\left(\frac{a}{w}\right) = 1,93 - 3,07 \times \left(\frac{a}{w}\right) + 14,53 \times \left(\frac{a}{w}\right)^2 - 25,11 \times \left(\frac{a}{w}\right)^3 + 25,80 \times \left(\frac{a}{w}\right)^4 \quad (12)$$

8.7. Wytrzymałość na ścinanie

Interlaminar Shear Strength (ILSS) to miara wytrzymałości na ścinanie między warstwami kompozytu. Wytrzymałości na ścinanie wylicza się na podstawie badania odporności na trójpunktowe zginanie metodą krótkiej belki. Trójpunktowe zginanie krótkiej belki w oparciu o normę PN-EN ISO 14130:2001 jest najprostszym sposobem badania wytrzymałości kompozytów na ścinanie. Badanie to polega na obciążeniu belki kompozytowej umieszczonej symetrycznie na dwóch podporach. Obciążenie zwiększa się do momentu, gdy próbka ulegnie odkształceniu zgodnie z oczekiwaniami lub do momentu jej pęknięcia. Najważniejszym wymogiem, który musi być spełniony podczas badania, jest

odpowiedni stosunek rozpiętości podpór do grubości próbki. Zgodnie z normą, przeznaczoną dla kompozytów włóknistych, stosunek ten powinien wynosić 5:1. Tylko zachowanie odpowiedniego stosunku rozpiętości powoduje dominację naprężeń ścinających w próbce. Wytrzymałość na ścinanie τ_M oblicza się według wzoru:

$$\tau_M = \frac{3}{4} \cdot \frac{F}{bh} \quad (13)$$

gdzie: F - siła maksymalna,

b - szerokość próbki,

h - grubość próbki [296].

9. CZEŚĆ DOŚWIADCZALNA

Pracę zrealizowano w dwóch głównych etapach. W pierwszym przygotowano serie kompozycji zawierających układ żywica epoksydowa/poliuretan (Epidian 5/Desmocap 12). PU był dodawany do żywicy epoksydowej, aby uzyskać stężenie od 5% wag. do 20% wag. Po utwardzeniu kompozycji zostały one poddane badaniom wytrzymałościowym w celu określenia optymalnego stężenia poliuretanu w żywicy epoksydowej.

W drugim etapie na podstawie otrzymanych rezultatów wybrano skład osnowy żywica epoksydowa/poliuretan do przygotowania kompozytów warstwowych. Wykonano kompozyty warstwowe, składające się z trzech warstw rdzenia porowatego PVC i czterech warstw osnowy. Osnowę kompozytów stanowiła żywica epoksydowa EP wzmocniona różną zawartością poliuretanu (0/5/10% PUR) oraz tkaniną aramidową o gramaturze 220 g/m² lub 300 g/m². Łącznie przygotowano 12 różnych kompozytów o różnych konfiguracjach. Surowce, procedury przygotowania kompozytów oraz zastosowane metody badań wytrzymałościowych opisane zostały w rozdziałach poniżej.

Zastosowane surowce

Zestawienie materiałów potrzebnych do wykonania kompozytów warstwowych przedstawiono w tabeli 12.

Tabela 12. Komponenty użyte do wytworzenia warstwowych kompozytów.

Lp.	Surowiec	Nazwa surowca	Producent
1.	Żywica epoksydowa	Epidian 5	„CIECH – Sarzyna S.A.” Nowa Sarzyna
2.	Poliuretan	DESMOCAP 12	„Covestro” Niemcy
3.	Utwardzacz	Z-1	„CIECH – Sarzyna S.A.” Nowa Sarzyna
4.	Rdzeń piankowy o gęstości 90 kg/m ³ i grubości 4 mm.	Airex R 63.80	„3A Composites” Chiny
5.	Rdzeń piankowy o gęstości 140 kg/m ³ i grubości 3mm	Airex R 63.140	„3A Composites” Chiny
6.	Tkanina aramidowa 220 g/m ² o splocie płócienny	220 g/m ² plain	„Dupont” USA
7.	Tkanina aramidowa 300 g/m ² o splocie skośnym	300 g/m ² twill	„Angeloni” Włochy

9.1. Wyznaczenie optymalnej zawartości poliuretanu

Przygotowanie kompozycji z poliuretanem.

Przygotowanie kompozycji z PU przebiegało w 3 etapach. W pierwszym etapie podgrzano żywice epoksydową Epidian 5 do temp. 50-60°C. W kolejnym etapie do żywicy dodano odpowiednią ilość poliuretanu (od 5% do 20% wag.) i poddano zdyspergowaniu na homogenizatorze mechanicznym (Heidolph DiAx 600) przez 10 min i na mieszadło ultradźwiękowym (Hielscher UP200H) przez 10 min. W ostatnim etapie po dokładnym wymieszaniu kompozycji i ochłodzeniu do temp. 20°C dodano utwardzacz Z1 wymieszano całość bagietką i wylano kompozycję do silikonowych form o wymiarach 100 × 10 × 4 mm. Kompozycje pozostawiono w temperaturze pokojowej na 24 godziny. Następnie umieszczono w suszarce na 3 godziny w temperaturze 80°C w celu utwardzenia całej kompozycji. Po wyciągnięciu próbek z formy przygotowano je do badań. Skład kompozycji umieszczono w tabeli 13.

Tabela 13. Skład kompozycji z poliuretanem.

Kompozycja	Poliuretan Desmocat 12	Żywica epoksydowa Epidian 5	Utwardzacz Z1
	[g]	[g]	[g]
EP	0	100	12
EP + 5%PU	5	84,8	10,2
EP + 10%PU	10	80,4	9,6
EP + 15%PU	15	75,9	9,1
EP + 20%PU	20	71,4	8,6

9.1.1. Metodyka badań

Lepkość

Do wykonania pomiaru lepkości użyto lepkościomierz Brookfielda. W zlewce umieszczono żywicę epoksydową z odpowiednią zawartością poliuretanu, w taki sposób, aby całe wrzeciono było zanurzone. Pomiar lepkości wykonuje się przy zmiennej szybkości obrotu wrzeciona. Wartość lepkości odczytuje się po ustabilizowaniu.



Rysunek 63 . Lepkościomierz Brookfielda

Badanie wykonano w temperaturze 25°C, używając wrzeciona #92 w kształcie litery T. Dla każdej próbki wykonano pomiar używając trzech prędkości RPM1, RPM 5, RPM 10.

Czas żelowania

W zlewce umieszczono 25 g żywicy epoksydowej zawierającej wcześniej wmiieszany poliuretan, następnie dodano dobraną ilość utwardzacza Z1. Temperatura żywicy z poliuretanem i utwardzaczem nie przekraczała 20°C. Następnie kompozycję wymieszano, używając w tym przypadku termometru bagietkowego, prowadząc kontrolę temperatury mieszaniny. Za moment rozpoczęcia badania przyjmowano punkt dodania utwardzacza. Za koniec pomiaru przyjęto stadium, w którym żywica była na tyle gęsta, że utrudniało to mieszanie, a wyciągnięcie termometru powodowało charakterystyczny widok „zrywających się nici” utwardzającej żywicy. Dodatkowo na termometrze zaobserwowano wyraźny wzrost temp.

Udarność

Pomiaru udarności wg metody Charpy’ego wykonano na aparacie Zwick 5012.wg normy PN EN ISO 179 w temperaturze pokojowej.

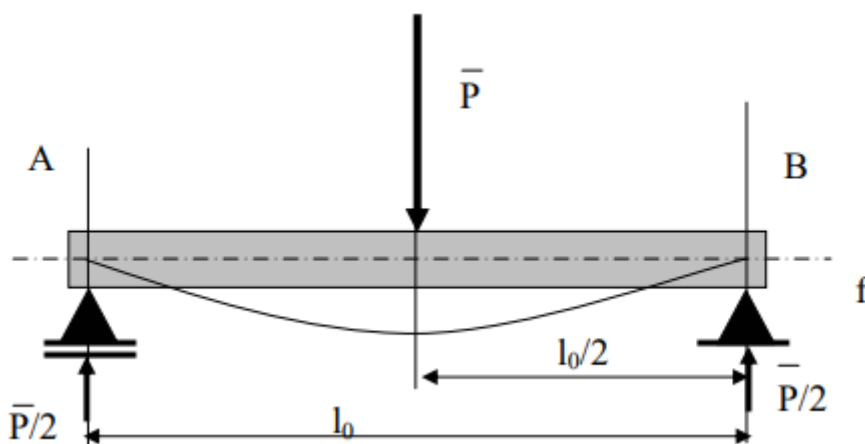
Badanie polegało na złamaniu poziomo ułożonej próbki (prostokątnej beleczki o wymiarach 80 mm × 10 mm × 4 mm) z korbem długości 1 mm. Młot (2J) uderzał za

karbem. Rozstaw między podporami wynosił 60 mm. Do badania użyto po 3 próbki z każdej otrzymanej kompozycji.

Odporność zginanie

Odporność na trójpunktowe zginanie oznaczono za pomocą aparatu Zwick/Roell wg normy PN-EN ISO 178 w temperaturze pokojowej. Zastosowano rozstaw podpór 60 mm oraz prędkość zginania 5 mm/min. Metoda polegała na statycznym obciążaniu poziomo ułożonej próbki w postaci prostopadłościennych beleczki o wymiarach 80 mm × 10 mm × 4 mm aż do momentu jej złamania. Badaniu poddawano po 3 próbki z każdej kompozycji.

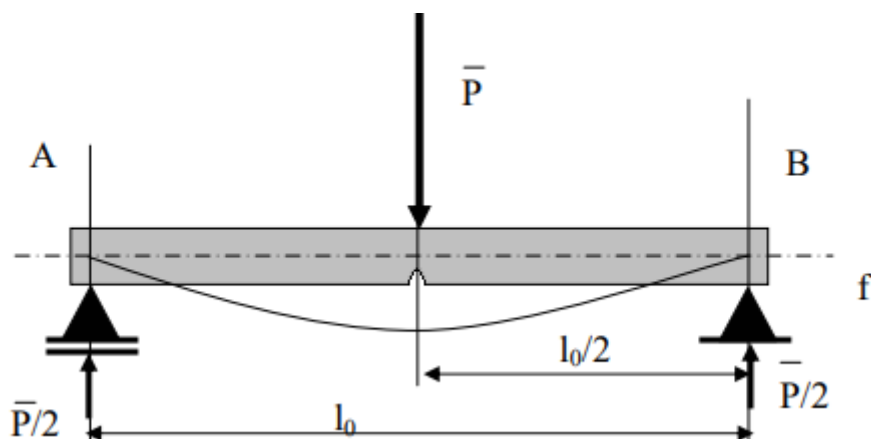
Badanie wytrzymałości na zginanie trójpunktowe polega na tym, że podparta na obu końcach próbkę w postaci prostopadłościennych beleczki obciąża się centralnie działającą prostopadle do jej podłużnej osi, jak przedstawiono na rysunku poniżej.



Rysunek 64. Schemat próby trójpunktowego zginania [291].

Odporność na propagację pęknięć

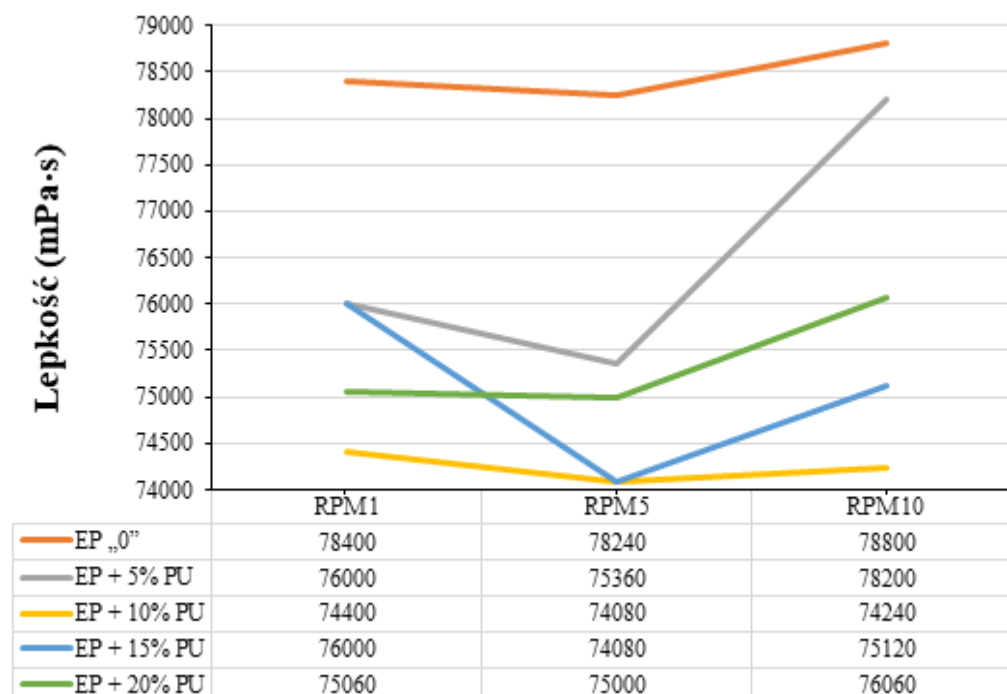
Oznaczenia odporności na propagację pęknięcia dokonano przy użyciu aparatu Zwick Z010. Wszystkie parametry pomiaru były identyczne, jak podczas badania wytrzymałości na trójpunktowe zginanie, z tym, że poddawane badaniu próbki posiadały karb długości 1 mm, a obciążenie zginające występowało po przeciwnej stronie karbu. Użyto po 3 próbki z każdej kompozycji. Ułożenie próbki podczas badania przedstawiono na rysunku 65.



Rysunek 65. Schemat ułożenia próbki podczas badania wytrzymałości na propagację pęknięć [291].

9.1.2. Analiza wyników

Na podstawie wytycznych, zawartych w metodyce badań, próbki wszystkich kompozycji zostały poddane wybranym badaniom. Wyniki w postaci uśrednionych wartości przedstawiono w formie wykresów lub tabel. Najpierw określono lepkość nietwardzonych kompozycji.



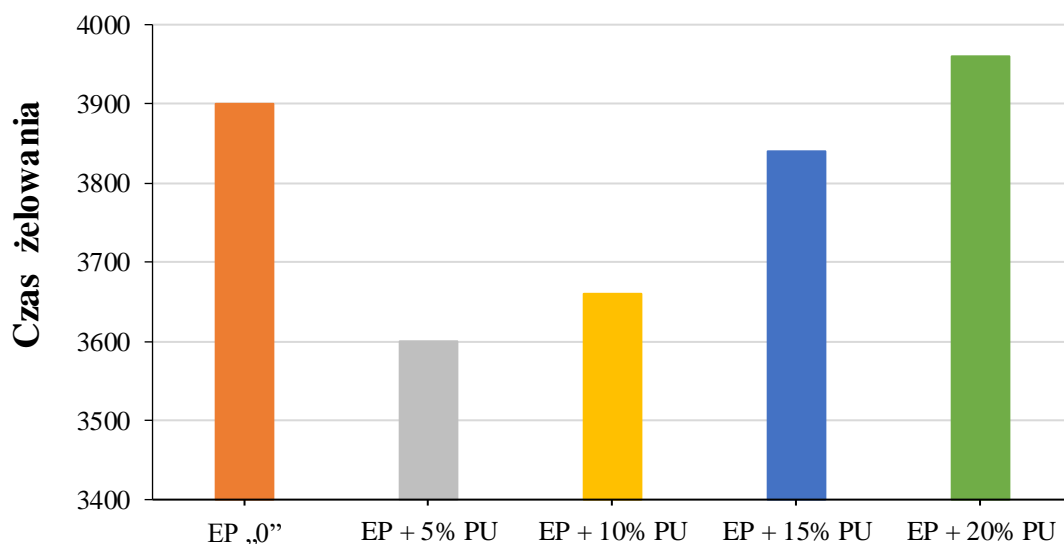
Wykres 1. Wyniki pomiaru lepkości.

Na podstawie danych przedstawionych na wykresie stwierdzono, że dodatek poliuretanu do żywicy epoksydowej powoduje spadek lepkości we wszystkich badanych

kompozytach. Najniższą lepkość zanotowano dla kompozycji z zawartością 10% modyfikatora i była ona niższa średnio o 5,5% w porównaniu do kompozycji referencyjnej.

Dodatek poliuretanu Desmocap 12 do żywicy epoksydowej, obniżając lepkość kompozycji, ułatwia proces przetwórstwa. Mniejsza lepkość pozwala na łatwiejsze wnikanie cieczy w nierówności powierzchni, co sprzyja powstaniu mocniejszego połączenia. W efekcie, adhezja jest silniejsza, gdy penetracja powierzchni ciała stałego przez ciecz jest większa.

Z drugiej strony, badanie czasu żelowania wykazało, że podczas utwardzania kompozycji z poliuretanem czas pracy jest zdecydowanie krótszy niż dla czystej żywicy. PU ma właściwości szybko utwardzalne (niski czas żelowania) co pokazano na wykresie 2.



Wykres 2. Czas żelowania kompozycji z poliuretanem.

Skrócenie czasu żelowania w produkcji kompozytów może przynieść wiele korzyści, szczególnie w kontekście produkcji przemysłowej. Może to przyspieszyć proces produkcji, co pozwala na wyprodukowanie większej ilości produktu w krótszym czasie. Dodatkowo, procesy żelowania często wymagają podgrzewania, więc skrócenie tego czasu może zmniejszyć ilość energii potrzebnej do podgrzewania, co przekłada się na oszczędność energii. W niektórych przypadkach może to poprawić jakość końcowego produktu. Na przykład, w przypadku produkcji kompozytów, dłuższy czas żelowania może prowadzić do niepożądanych reakcji. Na koniec, skrócenie czasu żelowania może prowadzić do zmniejszenia kosztów związanych z produkcją, takich jak koszty energii, koszty pracy, a nawet koszty utrzymania sprzętu.

Po utwardzeniu kompozycji poddano je badaniom wytrzymałościowym. Na początku określono wpływ zastosowanej modyfikacji składu na odporność na pękanie. W tym celu przeprowadzono badania udarności i wyznaczono również krytyczny współczynnik intensywności naprężeń K_{Ic} podczas trójpunktowego zginania. Wyniki tych badań pokazano w tabeli 14.

Tabela 14. Odporność na pękanie kompozytów z poliuretanem.

Nazwa próbki	Udarność (kJ/m ²)	K_{Ic} (MPa·m ^{1/2})
EP „0”	1,3 ± 0,1	2,3 ± 0,2
EP + 5% PU	2.5 ± 0,2	2.6 ± 0,3
EP + 10% PU	3.2 ± 0,3	2.0 ± 0,3
EP + 15% PU	2.7 ± 0,3	1.9 ± 0,2
EP + 20% PU	2.8 ± 0,3	1.4 ± 0,2

Wyniki przedstawione w tabeli 14 pokazują wyraźnie, że dodatek poliuretanu poprawia udarność i wartość K_{Ic} kompozytów epoksydowych. Wszystkie kompozycje z PU wykazywały dwa razy większą wartość udarności w porównaniu z próbką referencyjną. Najwyższą wartość udarności odnotowano dla kompozycji 10% PU, gdzie poprawa wynosiła prawie 150%. Niemodyfikowana żywica epoksydowa jest materiałem kruchym. Dodatek poliuretanu spowodował wzrost wartości udarności, co wskazuje na wzrost odporności materiału na pękanie pod obciążeniem dynamicznym. Dla wszystkich modyfikowanych kompozytów zaobserwowano również wzrost krytycznego współczynnika intensywności naprężeń. Największy wzrost odporności na propagację pęknięć, w porównaniu z czystą żywicą epoksydową, zaobserwowano dla kompozytów zawierających 5% PU. Wartość K_{Ic} wzrosła z poziomu 2,3 do 2,6.

Następnie otrzymane kompozyty poddano badaniu odporności na trójpunktowe zginanie. Wpływ zawartości poliuretanu podczas trójpunktowego zginania przedstawiono w tabeli 15.

Tabela 15. Badanie odporności na trójpunktowe zginanie.

Nazwa próbki	Naprężenie σ_{\max} [MPa]	Odształcenie ε_{\max} [%]	Moduł zginania E [GPa]	Energia zniszczenia E_z [kJ/m ²]
EP „0”	54,2 ± 3,0	2,8 ± 0,2	2,70 ± 0,06	7,2 ± 0,5
EP + 5% PU	77,4 ± 4,3	3,3 ± 0,3	2,66 ± 0,12	17,0 ± 1,0
EP + 10% PU	88,9 ± 6,1	5,5 ± 0,6	2,24 ± 0,13	20,2 ± 1,1
EP +15% PU	71,6 ± 5,2	5 ± 0,5	2,01 ± 0,9	15,4 ± 0,9
EP + 20% PU	57,4 ± 2,6	4,5 ± 0,4	1,39 ± 0,05	14,1 ± 0,8

Dodatek PU przyczynia się do wzrostu naprężenia wszystkich badanych kompozytów w odniesieniu do czystej żywicy epoksydowej. Dla kompozytów EP+10%PU została osiągnięta najwyższa wartość, naprężenie wzrosło o 64% w stosunku do próbki referencyjnej. Większa ilość PU w kompozycie przyczynia się do obniżenia wartości naprężenia w porównaniu do wartości maksymalnej.

Kolejnym analizowanym parametrem było maksymalne odkształcenie przy zniszczeniu podczas trójpunktowego zginania. Wartość maksymalna podobnie jak w przypadku naprężenia przy zniszczeniu została osiągnięta dla kompozytu z 10% zawartością modyfikatora. Stanowi to wzrost o około 96% w stosunku do czystej żywicy epoksydowej (EP 0). Wartość odkształcenia wzrastała, ponieważ wraz ze wzrostem zawartości elastycznych łańcuchów poliuretanowych wzrasta elastyczność kompozytu, a co za tym idzie odkształcenie przy zerwaniu podczas trójpunktowego zginania.

Dla wszystkich zmodyfikowanych kompozytów zanotowano spadek modułu przy zginaniu. Moduł zginania, znany również jako moduł Younga, jest miarą sztywności materiału. Jeżeli moduł zginania maleje, oznacza to, że materiał staje się mniej sztywny i bardziej podatny na deformacje (co potwierdza wzrost odkształcenia przy zniszczeniu dla zmodyfikowanych kompozytów). Dodatek poliuretanu do żywicy epoksydowej spowodował zmniejszenie modułu zginania, co dowodzi, że otrzymane kompozyty stały się zdecydowanie elastyczniejsze w stosunku do niezmodyfikowanej żywicy epoksydowej.

Energia zniszczenia jest parametrem pozwalającym określić ilość pracy koniecznej do zniszczenia materiału. Jak widać z danych przedstawionych w tabeli dodanie modyfikatora poliuretanowego do żywicy epoksydowej powoduje wzrost wartości energii zniszczenia. Najwyższą wartość energii wykazał kompozyt zawierający 10% Desmocapu 12. Energia zniszczenia wzrosła z ok. 7 kJ/m² dla czystej żywicy epoksydowej do 20 kJ/m² dla

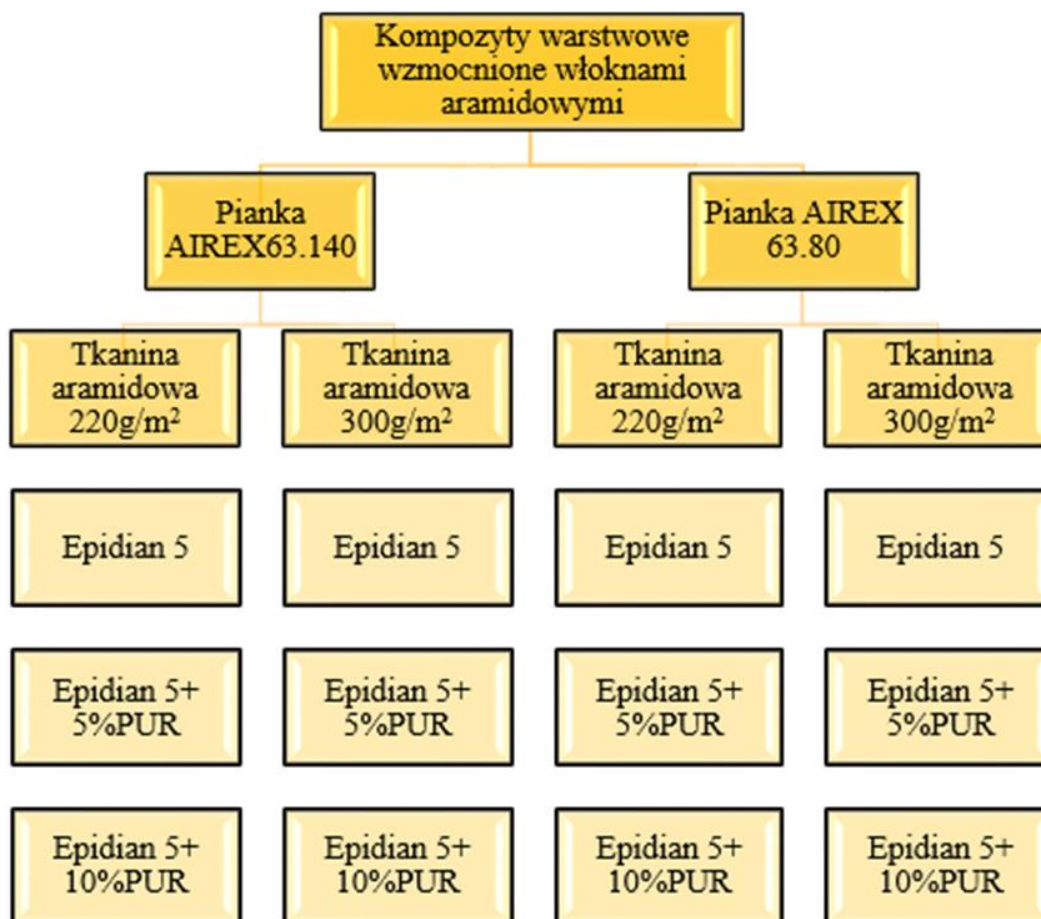
kompozycji EP 10%PU. Przy większej ilości modyfikatora można zaobserwować spadek wartości energii.

Analizując parametry wytrzymałościowe otrzymanych kompozytów, na podstawie przeprowadzonych badań widać, że w większości najwyższe wartości reprezentowała próbka z 10% zawartością poliuretanu. Kompozycja EP+5%PU charakteryzowała się największą wartością współczynnika intensywności naprężeń.

Podsumowując ten etap pracy, na podstawie otrzymanych wyników badań nad układami grafted-IPN żywica epoksydowa/poliuretan wybrano kompozycje o składzie EP+5%PU i EP+10%PU jako osnowy polimerowe do przygotowania kompozytów warstwowych. Oczekuje się że dodatek poliuretanu do żywicy epoksydowej w kompozytach warstwowych poprawi adhezję poszczególnych warstw, dodatkowo opóźni inicjację uszkodzenia w głąb próbki dzięki temu zwiększy się wytrzymałość całego kompozytu.

9.2. Przygotowanie i ocena właściwości kompozytów warstwowych

Wykonano kompozyty warstwowe, składające się z trzech warstw rdzenia - spienionego polichlorku winylu (AIREX 63.80 albo 68.140). Osnowę kompozytów stanowiła żywica epoksydowa Epidian 5 zmodyfikowana różną zawartością poliuretanu (Desmocap 12) 0/5/10% wybraną na podstawie badań wstępnych opisanych w rozdziale 9.1, oraz wzmocnienia w postaci tkaniny aramidowej o gramaturze 220 g/m² lub 300 g/m². Łącznie przygotowano 12 różnych kompozytów skład poszczególnych kompozytów pokazano na schemacie poniżej.



Rysunek 66. Skład kompozytów warstwowych.

Do przygotowania płyty kompozytowej w formacie A4 z trzema warstwami porowatego rdzenia konieczne było przygotowanie 300g żywicy epoksydowej z odpowiednią ilością poliuretanu i 4 części tkaniny w tym samym formacie. Ilość surowców użytą do przygotowania danego kompozytu przedstawiono w tabeli 16.

Tabela 16. Skład ilościowy przygotowanych kompozytów.

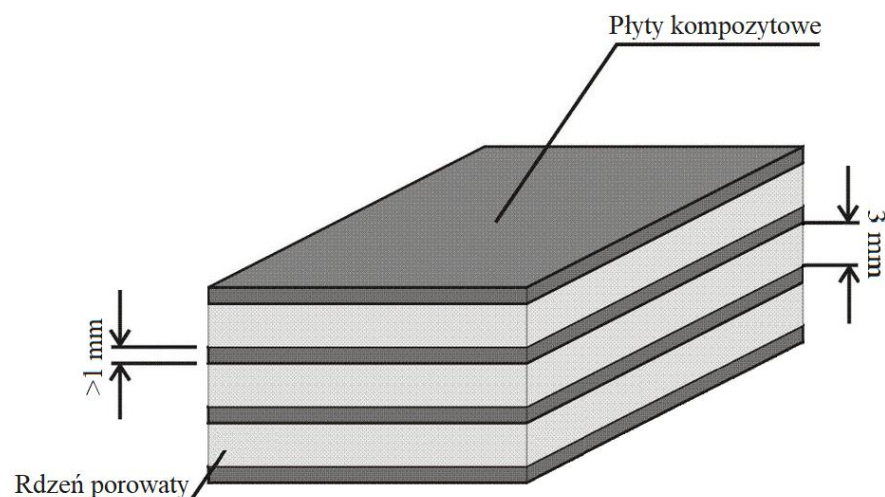
Nazwa próbki	Zawartość żywicy Epidian 5 [g]	Zawartość Desmocap12 [g]	Zawartość utwardzacza Z1[g]
EP,,0”R63.80 AR220	267,9	-	32,1
EP,,0”R63.80 AR300	267,9	-	32,1
EP,,0”R63.140 AR220	267,9	-	32,1
EP,,0”R63.140 AR300	267,9	-	32,1
5PU R63.80 AR220	254,5	15	30,5
5PU R63.80 AR300	254,5	15	30,5
5PU R63.140 AR220	254,5	15	30,5
5PU R63.140 AR300	254,5	15	30,5

10PU R63.80 AR220	241,2	30	28,8
10PU R63.80 AR300	241,2	30	28,8
10PU R63.140 AR220	241,2	30	28,8
10PU R63.140 AR300	241,2	30	28,8

Na początku formy, potrzebne do przygotowywania kompozytów, zostały pokryte środkiem antyadhezyjnym. Do zlewki naważono żywicę epoksydową podgrzano ją do temp. 50-60°C i dodano odpowiednią ilość poliuretanu. Całość dokładnie wymieszano na homogenizatorze mechanicznym przez 10 min następnie na mieszadle ultradźwiękowym również przez 10 min. Po ochłodzeniu kompozycji dodano utwardzacz Z-1 (w zależności od wykonywanego rodzaju kompozytu, potrzebne ilości składników podano w tabeli 16). Całość mieszano powoli za pomocą bagietki przez 5 minut.

Następnie wylewano po kolei odpowiednie warstwy kompozytu zgodnie z poniższą procedurą:

- wylana warstwa żywicy,
- na żywicę nałożono tkaninę i dociśnięto ją przy użyciu wałka, w celu usunięcia ewentualnych pęcherzyków powietrza i dokładnego przesylenia tkaniny,
- rozprowadzono drugą cienką warstwę żywicy EP,
- następnie nałożono porowaty rdzeń PVC i dociśnięto go wałkiem,
- na warstwie rdzenia ponownie przesycono tkaninę żywicą,
- czynności te wykonywano do momentu aż uzyskano 4 warstwy przesyconej żywicą tkaniny przełożonej 3 warstwami porowatego rdzenia. W wyniku czego otrzymano kompozyt zgodny z rys. 67.



Rysunek 67. Schemat wykonanego kompozytu warstwowego.

- podczas utwardzania zastosowano prasowanie płytowe o nacisku 0,1 MPa na 24 h,
- po upływie doby zdjęto obciążenie z kompozytu i pozostawiono go na minimum 7 dni, w celu dotwardzenia w temperaturze pokojowej,
- z tak uformowanych kompozytów wycięto próbki do przeprowadzenia badań wytrzymałościowych.

9.2.1. Metodyka badań

DMA

Dynamiczną analizę mechaniczną przeprowadzono za pomocą aparatu DMA Q800 TA Instruments. Badaniu zostały poddane próbki pojedynczej warstwy tkaniny przesączonej żywicą epoksydową z różną zawartością poliuretanu. Próbki miały wymiary 40 mm × 100mm × 1 mm. Obciążano zmienną sinusoidalną siłą odkształcającą w trybie zginania trójpunktowego z częstotliwością 1 Hz przy szybkości narastania temperatury 4 °C/min w zakresie temperatur od -120°C do 140 °C.



Rysunek 68. Aparat DMA Q800 TA Instruments.

Gęstość

Gęstość jest to stosunek masy ciała stałego do zajmowanej przez niego objętości. Zatem, możemy ją obliczyć na podstawie poniższego wzoru:

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (14)$$

gdzie: m - masa ciała [g],

V - objętość zajmowana przez ciało [cm³].

Udarność metodą Charpy’ego

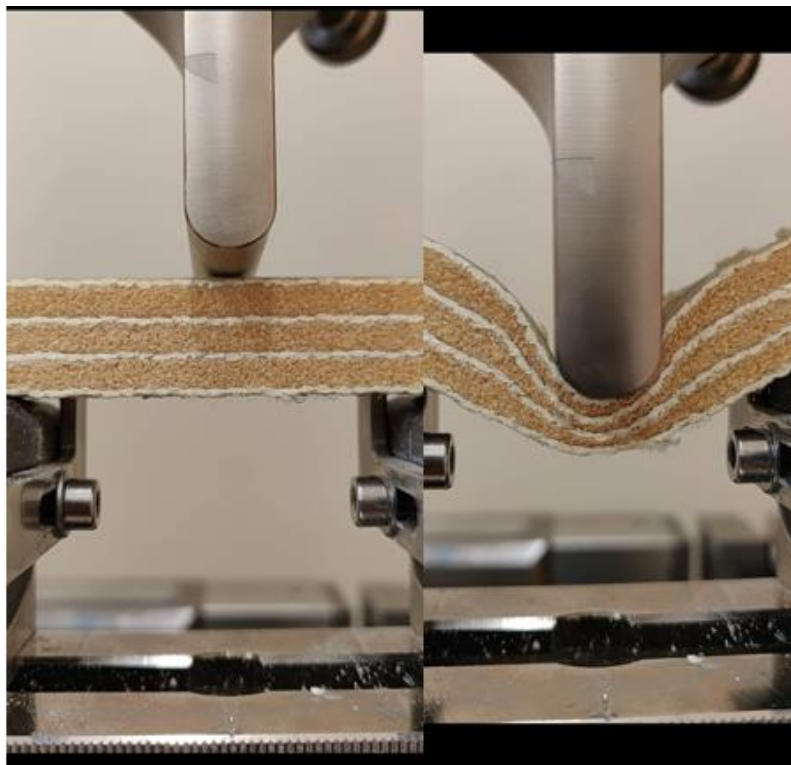
Badania udarności wytworzonych kompozytów warstwowych przeprowadzono uderzając próbkę prostopadle i równoległe do ułożenia warstw. Wymiary próbek użytych w badaniu to 100×15 mm, a ich grubość była równa grubości wytworzonych kompozytów (od 11 do 15 mm). Próbki były bez nacięć. Badania wykonano zgodnie z normą EN ISO 179-1. Oznaczenie udarności metodą Charpy'ego przeprowadzono na młocie wahadłowym Galdabini Impact 25, przy maksymalnej energii wahadła 15 J. Temperatura w laboratorium podczas testu wynosiła 20° C. Badaniu poddawano min 3 próbki z każdej kompozycji.



Rysunek 69. Młot Charpy’ego Galdabini Impact 25.

Odporność na trójpunktowe zginanie

Odporność na trójpunktowe zginanie oznaczono za pomocą aparatu Zwick/Roell wg normy PN-EN ISO 178 w temperaturze pokojowej. Zastosowano rozstaw podpór 60 mm oraz prędkość zginania 3 mm/min. Metoda polegała na statycznym obciążaniu poziomo ułożonej próbki w postaci prostopadłościennej beleczki o wymiarach 100×15 i grubość równej grubości wytworzonych kompozytów (od 11 do 15 mm). Podczas tego badania, próbki nie uległy zniszczeniu całkowitemu. Próbę zakończono po osiągnięciu wartości strzałki ugięcia równej 20 mm. Zastosowane parametry badania pozwoliły na określenie wytrzymałości na ścinanie kompozytów. Badaniu poddawano po 3 próbki z każdej kompozycji.



Rysunek 70. Kompozyt podczas próby trójpunktowego zginania.

Wytrzymałość na ścinanie międzywarstwowe ILSS

Wytrzymałości na ścinanie została wyliczona na podstawie badania odporności na trójpunktowe zginanie metodą krótkiej belki. Trójpunktowe zginanie krótkiej belki w oparciu o normę PN EN ISO 14130:2001. Badanie to polega na obciążeniu belki kompozytowej umieszczonej symetrycznie na dwóch podporach. Obciążenie zwiększa się do momentu, gdy próbka ulegnie odkształceniu zgodnie z oczekiwaniami lub do momentu jej pęknięcia. Najważniejszym wymogiem, który musi być spełniony podczas badania, jest odpowiedni stosunek rozpiętości podpór do grubości próbki. Zgodnie z normą, przeznaczoną dla kompozytów włóknistych, stosunek ten powinien wynosić 5:1. Tylko zachowanie odpowiedniego stosunku rozpiętości powoduje dominację naprężeń ścinających w próbce.

Odporność na przebicie

Badania przeprowadzono przy użyciu młota spadowego Instron Ceast 9340. Zastosowany w badaniach impaktor posiadał kulistą końcówkę o średnicy 20 mm. Prostopadłościenną próbkę o wymiarach 60 x 80 mm i grubości od 11 do 15 mm zostały umieszczone swobodnie na wsporniku z otworem. Badania zostały przeprowadzone dla kilku wartości energii uderzenia (od 7 do 80 J). Była ona regulowana poprzez wysokość na jaką

podnoszony był bijak wraz z dodatkowym obciążeniem dopasowanym do uzyskania zakładanej energii. Poszczególne parametry zastały zawarte w tabeli 17.

Tabela 17. Parametry badania dla poszczególnych energii.

Energia uderzenia [J]	Masa uderzenia [kg]	Wysokość zrzutu [mm]	Osiągnięta prędkość młota przed uderzeniem [m/s]
7	1,650	433,00	2,913
10	2,650	385,00	2,747
20	2,650	770,00	3,885
30	3,650	838,00	4,054
40	4,650	876,00	4,145
50	5,650	902,00	4,206
60	6,650	919,00	4,246
70	7,650	932,00	4,276
80	8,650	942,00	4,299



Rysunek 71. Młot opadowy Instron CEAST 9340.

Obrazowanie zniszczeń za pomocą profilometru

Miejsce uderzenia po badaniu na próbkach uderzonych z małą prędkością (7J) zostało dodatkowo poddane analizie za pomocą profilometru. Po każdym uderzeniu oszacowano wielkość śladu za pomocą skanowania ATOS-3D systemu GOM. System Atos Scan wyposażony jest w projektor niebieskiego światła strukturalnego i dwie kamery, które wykonują dokładne skany z dużą szybkością i szczegółową rozdzielczością (rzędu setnych części milimetra). W celu uzyskania chmury punktów powierzchni elementu zastosowano metodę triangulacji, a pełną geometrię powierzchni uzyskano za pomocą procesu siatki poligonalowej.



Rysunek 72. Profilometr optyczny MICROPROF300.

9.2.2. Analiza wyników

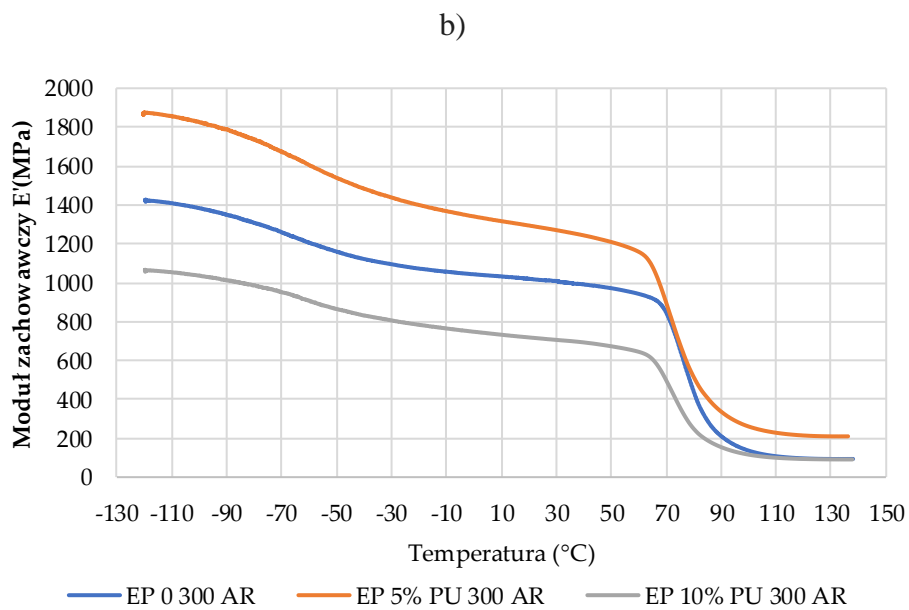
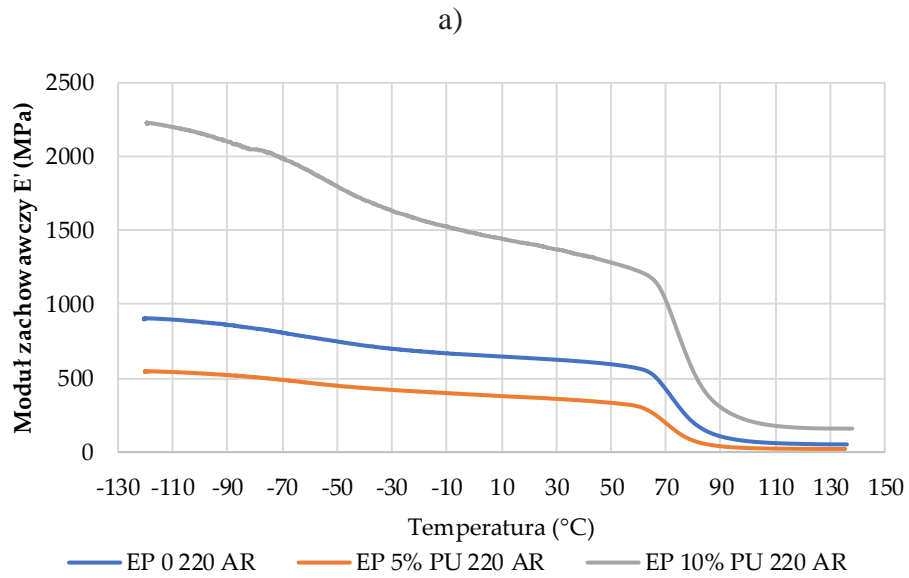
Przed rozpoczęciem analizy właściwości kompozytów warstwowych wyznaczono ogólne właściwości termomechaniczne różnych konfiguracji okładzin zewnętrznych kompozytu za pomocą dynamicznej analizy mechanicznej (DMA). Wykresy 3 i 4 przedstawiają krzywe termomechaniczne w postaci modułu zachowawczego (E') i modułu stratności dla kompozytów epoksydowych z różną zawartością poliuretanu i wzmocnienia aramidowego: a) tkaniny o splocie płóciennym i gramaturze 220g/cm^3 i b) tkaniny o splocie skośnym i gramaturze 300 g/cm^3 .

Moduł zachowawczy odnosi się do sztywności materiału i jego zdolności do powrotu w stan początkowy po wycofaniu przyłożonej siły zewnętrznej. Analiza wartości modułu zachowawczego w stanie szklistym badanych próbek wykazała, że w porównaniu do czystej żywicy epoksydowej największy wzrost modułu zachowawczego zaobserwowano dla kompozytu z 10% zawartością poliuretanu na wzmocnieniu z tkaniny płóciennej.

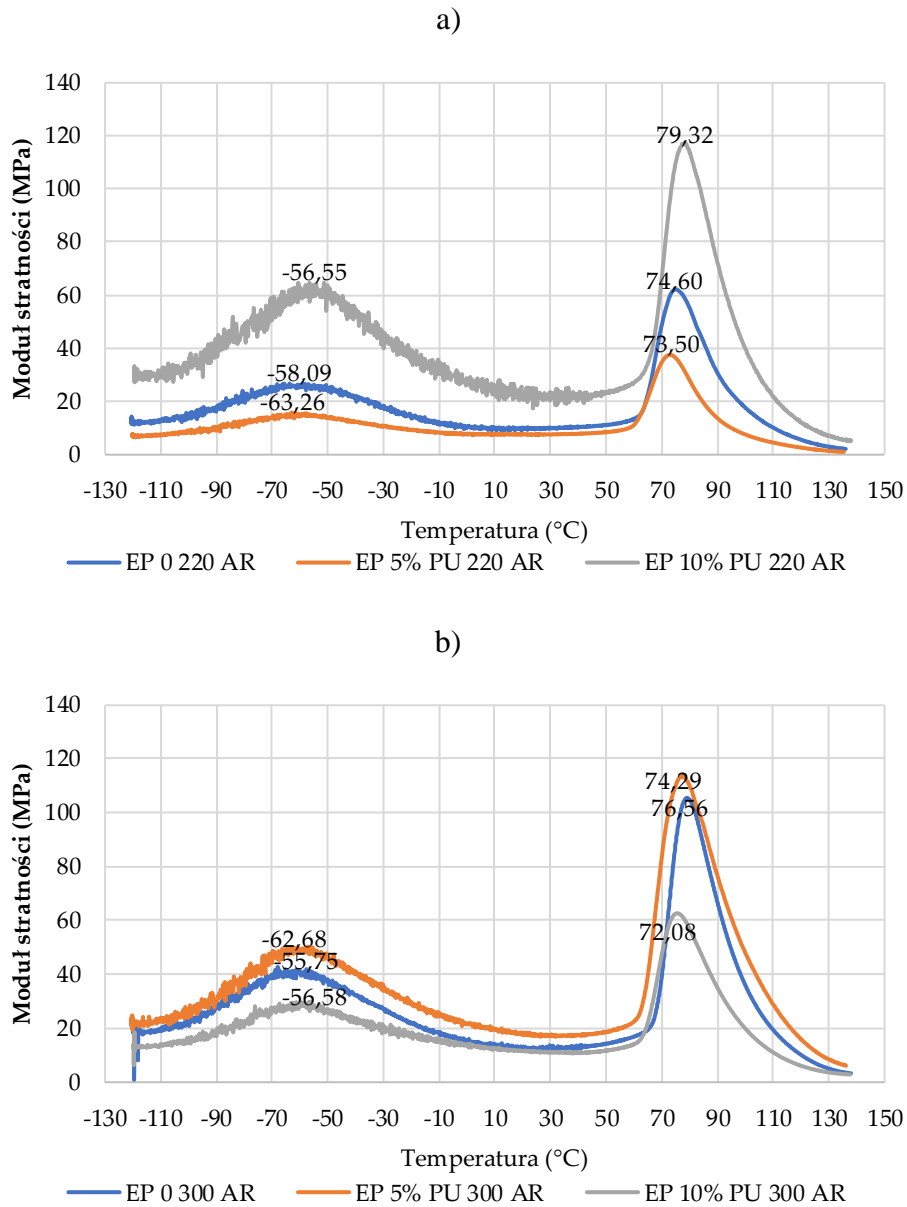
Na podstawie wyników DMA można zaobserwować wyraźną różnicę w modułach zachowawczych kompozytów wzmocnionych różnymi tkaninami. W przypadku kompozytów z tkanina o splocie płóciennym wyraźnie większy wzrost wartości E' zaobserwowano dla kompozytu z 10 % zawartością poliuretanu. Natomiast dla kompozytu ze wzmocnieniem z tkaniny o splocie skośnym dla kompozytu z 5% zawartością poliuretanu. Wszystkie próbki pokazują podobny trend modułu zachowawczego do referencyjnego kompozytu (próbek bez modyfikatora). Obserwuje się charakterystyczny pik dla modułu zachowawczego w okolicach 65°C .

W przypadku modułu stratności w temperaturze szczytowej, charakteryzującego zdolność materiału lepkosprężystego do rozpraszania energii mechanicznej, tendencja zmian była podobna jak w przypadku modułów zachowawczych. Największy wzrost, około 6% w odniesieniu do niezmodyfikowanej żywicy, zaobserwowano dla kompozytu z 10% PU na wzmocnieniu z tkaniny płóciennej co sugeruje największą zdolność do rozpraszania energii

Na wykresie 5 przedstawiono piki modułu stratności obu warstw, temperatura zeszklenia (T_g) dla wszystkich kompozycji mieści się w przedziale od 75 do 80°C co odpowiada temperaturze zeszklenia dla czystej żywicy epoksydowej.

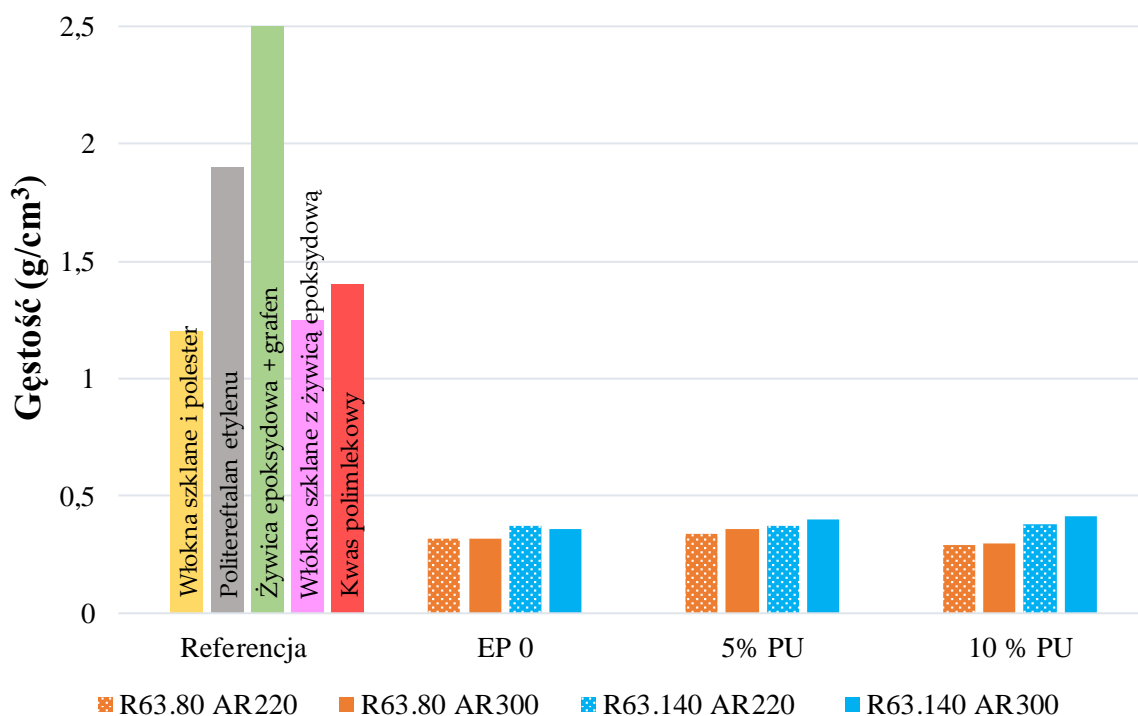


Wykres 3 Moduł zachowawczy a) okładziny z tkaniną ze splotem płóciennym;
b) okładziny z tkaniną o splotcie skośnym



Wykres 4. Moduł stratności a) okładziny z tkaniną ze splotem płóciennym;
b) okładziny z tkaniną o splocie skośnym

Kolejne przeprowadzone analizy dotyczyły już kompozytów warstwowych. Jednym z ważniejszych parametrów w wykorzystywaniu kompozytów warstwowych jest zmniejszenie masy gotowego wyrobu. Dlatego jako pierwszy parametr jaki określono było wyznaczenie gęstości otrzymanych kompozytów.

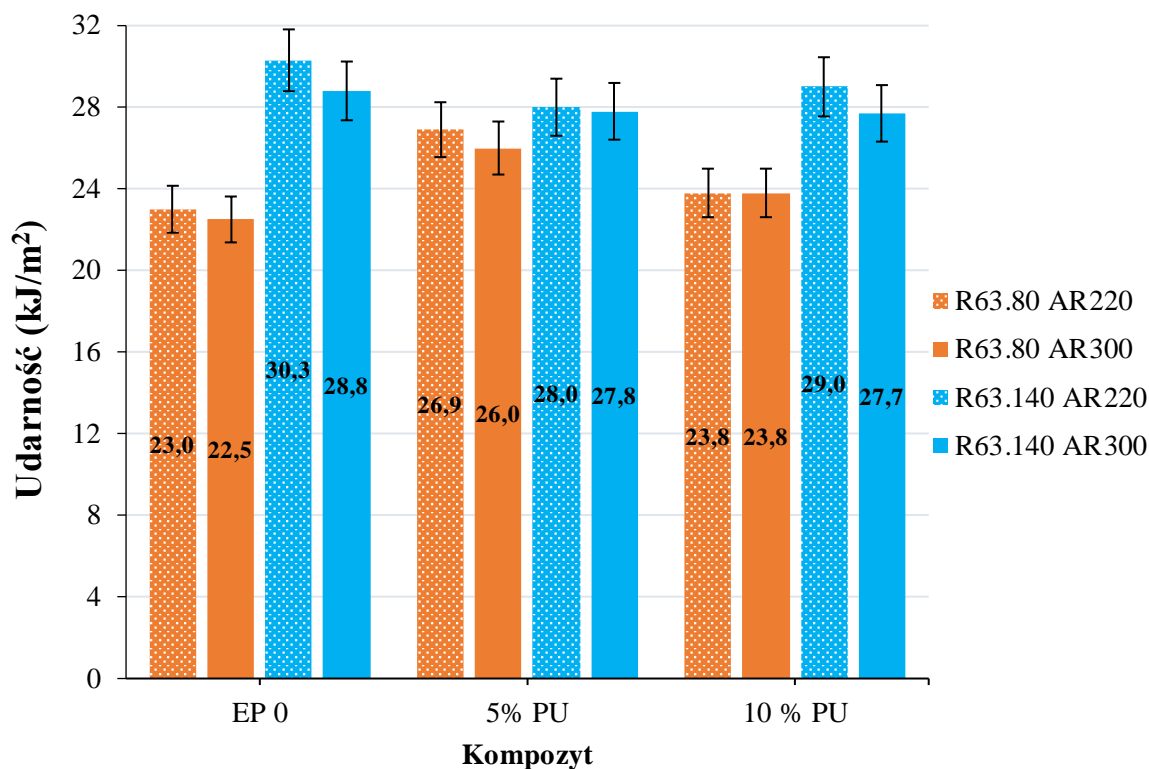


Wykres 5. Gęstość kompozytów warstwowych.

Trendy we wszystkich kompozytach były te same, czyli wraz ze wzrostem gramatury tkaniny i upakowania pianki gęstość kompozytu rośnie. Ilość użytego poliuretanu nie wpływa na gęstość a różnice między poszczególnymi kompozytami mogły wynikać z niedokładności metody wytwarzania. Ważny jest fakt, że wartość wszystkich otrzymanych kompozytów była w podobnych zakresie. Gęstość jest też jednym z kluczowych parametrów dla materiałów w lotnictwie w tym w BSP, a także niezbędne w celu określenia wytrzymałości właściwej⁵. Porównując gęstość otrzymanego materiału z gęstością komercyjnie wykorzystywanych kompozytów do produkcji BSP otrzymane kompozyty dzięki zastosowaniu lekkiego piankowego rdzenia mają gęstość od 4 do 7 razy mniejszą.

Kolejnym badaniem przeprowadzonym w celu określenia wytrzymałości kompozytów warstwowych było badanie udarności metodą Charpy'ego. Wyniki tego badania zostały zaprezentowane w formie wykresu.

⁵ Wytrzymałość właściwa inaczej specyficzna [km] rozumiana jest jako stosunek wytrzymałości mechanicznej materiału (na rozciąganie, ściskanie, zginanie) do ciężaru.



Wykres 6. Udarność Charpy'ego metodą płaszczyznową kompozytów warstwowych

Udarność jest to odporność tworzywa na złamanie udarowe. Wartości zarejestrowane powyżej nie oznaczają wartości udarności, ponieważ żadna z badanych próbek nie została złamana. Brak katastrofalnych uszkodzeń próbki, jest bardzo istotny z punktu widzenia zastosowania tego typu materiałów do produkcji elementów BSP, ponieważ podczas użytkowania dronów spotkanie się z gałęzią drzewa, ptakiem czy innym obcym ciałem jest standardową sytuacją. Badanie udarności metodą Charpy'ego jest swego rodzaju „symulacją” zachowania kompozytu podczas uderzeniem. Dlatego rozważając możliwość zastosowania materiału do produkcji elementów BSP należy wziąć pod uwagę już na etapie projektowania tego typu obciążenie. Wszystkie próbki, niezależnie od rodzaju rdzenia, zastosowanej tkaniny i zawartości poliuretanu zostały uszkodzone w ten sam sposób – przez wgniecenie próbki w miejscu jej uderzenia.

Analizując wpływ poszczególnych elementów składowych na odporność udarową widzimy że kompozyty z wypełnieniem z pianki AIREX R63.140 wykazują wyższą wartość pochłoniętej energii niż kompozyty z pianką AIREX R63.80. Podsumowując dane przedstawione na wykresie pod kątem zastosowanych tkanin widzimy, że kompozyty zawierające wzmocnienie o splocie płóciennym są sztywniejsze i lepiej pochłaniają energię zestawiając je do tych o splocie skośnym. Porównując zawartość poliuretanu w kompozytach

nie zauważono zależności między ilością użytego poliuretanu a poprawą udarności w badanych próbkach.

W celu określenia trybów zniszczenia kompozytów warstwowych przeprowadzono badanie odporności na trójpunktowe zginanie. Podczas tego badania wyznaczono takie parametry jak naprężenie maksymalne i odkształcenie, przedstawiono je w postaci zbiorczych wyników w tabeli 18. Nie wyznaczono energii zerwania, ponieważ podczas tej próby żaden z badanych kompozytów nie został zniszczony w przyjętych warunkach badania.

Do oszacowania wytrzymałości na trójpunktowe zginanie badanych kompozytów wykorzystano również absorpcję energii właściwej (SEA). Warto podkreślić, że badane kompozyty nie uległy zniszczeniu podczas tego badania, wartości te były liczone do momentu wgłębienia trzpienia na wysokość 20 mm. Po tym czasie zakończono badanie. Dla takiej wartości zaobserwowano znaczne wygięcie próbek.

Tabela 18. Wyniki badania odporności na trójpunktowe zginanie kompozytów warstwowych.

Nazwa próbki	Naprężenie maksymalne (MPa)	Odkształcenie maksymalne (%)	SEA (J/g)
EP,,0”R63.80 AR220	7,26 ± 0,38	11,7 ± 0,5	0,65
EP,,0”R63.80 AR300	6,93 ± 0,32	14,7 ± 0,6	0,65
EP,,0”R63.140 AR220	12,75 ± 0,82	22,0 ± 1,1	0,77
EP,,0”R63.140 AR300	12,50 ± 0,72	24,5 ± 1,2	0,73
5PU R63.80 AR220	10,25 ± 0,65	11,7 ± 0,7	0,73
5PU R63.80 AR300	10,50 ± 0,62	11,9 ± 0,6	0,66
5PU R63.140 AR220	12,25 ± 0,75	39,8 ± 2,5	0,75
5PU R63.140 AR300	12,95 ± 0,83	40,5 ± 3,5	0,71
10PU R63.80 AR220	6,96 ± 0,25	10,2 ± 0,5	0,62
10PU R63.80 AR300	7,35 ± 0,46	19,6 ± 1,1	0,77
10PU R63.140 AR220	11,55 ± 0,78	23,8 ± 1,2	0,71
10PU R63.140 AR300	13,60 ± 0,92	40,4 ± 3,8	0,78

Badane kompozyty wykazały znaczną wytrzymałość podczas trójpunktowego zginania, co jest pozytywnym wynikiem. Zamiast łamać się pod wpływem nacisku, próbki zniekształcały się, co świadczy o ich zdolności do utrzymania integralności strukturalnej mimo dużego obciążenia.

Wysoka wytrzymałość na zginanie tych materiałów wynika z unikalnej struktury kompozytu, w której włókna wzmacniające zapewniają wytrzymałość i sztywność, podczas gdy rdzeń pozwala na dystrybucję obciążeń i absorpcję energii, co pomaga zapobiegać pękaniu.

To zachowanie sugeruje, że te kompozyty mogą być skutecznie wykorzystywane w aplikacjach wymagających sztywności i wytrzymałości. Mimo intensywnego nacisku, jedynym efektem działania sił na te materiały jest ich zniekształcenie, ewentualna delaminacja poszczególnych warstw, ale nie ma oznak katastrofalnych uszkodzeń.

W związku z tym, badane kompozyty wydają się być obiecującym materiałem do zastosowań, w których wymagana jest wysoka wytrzymałość na zginanie i zdolność do utrzymania integralności strukturalnej pod wpływem ciągłego nacisku.

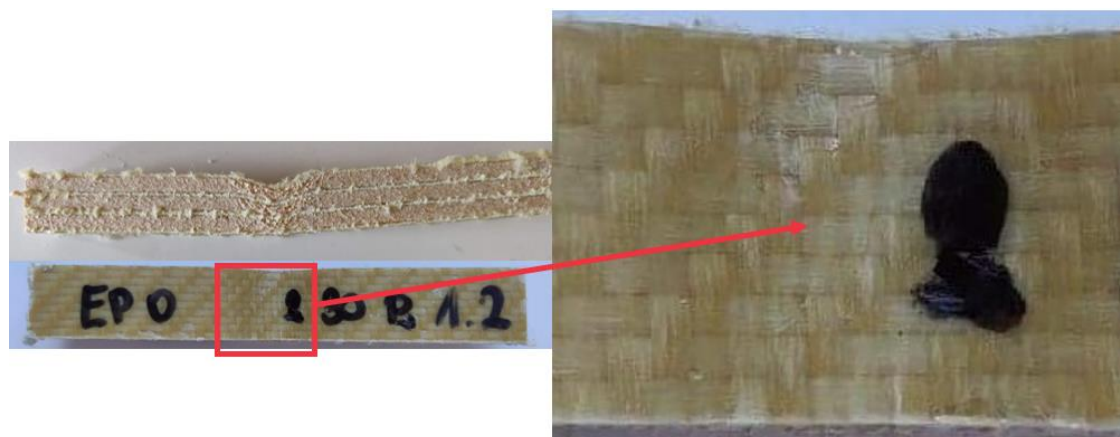
Rozpatrując wpływ poszczególnych elementów składowych kompozytów warstwowych można zauważyć, że pianki AIREX 63.140 wykazują wyższą odporność materiału na trójpunktowe zginanie. Biorąc pod uwagę rodzaj zastosowanej tkaniny widać, że w czterech na sześć przypadków wyższe wartości reprezentowane były przez kompozyty z tkaniną o splocie skośnym. Warto zaznaczyć, że poprawa właściwości wytrzymałościowych otrzymanych kompozytów ze względu na rodzaj zastosowanej tkaniny może być spowodowana większą elastycznością tkaniny o splocie skośnym. Na podstawie tego badania obserwujemy wzrost wartości naprężenia przy zginaniu wraz z wprowadzeniem modyfikacji osnowy epoksydowej poliuretanem. Wzrost ten jest wyraźnie widoczny przy zastosowaniu 5% PU dla kompozytów z rdzeniem AIREX 63.80 gdzie dla tkaniny płóciennej przyrost wyniósł 41%, a dla kompozytu wzmocnionego tkaniną o splocie skośnym 76% w stosunku do próbki referencyjnej.

Istotne znaczenie dla zapobiegania katastrofalnym uszkodzeniom mają również tryby zniszczenia kompozytów warstwowych przy zginaniu. Dopuszczalne tryby zniszczenia struktur warstwowych w próbie zginania trójpunktowego są skategoryzowane jako:

- marszczenie lica,
- ścinanie rdzenia,
- wgniecenie i odspajanie lica od rdzenia.

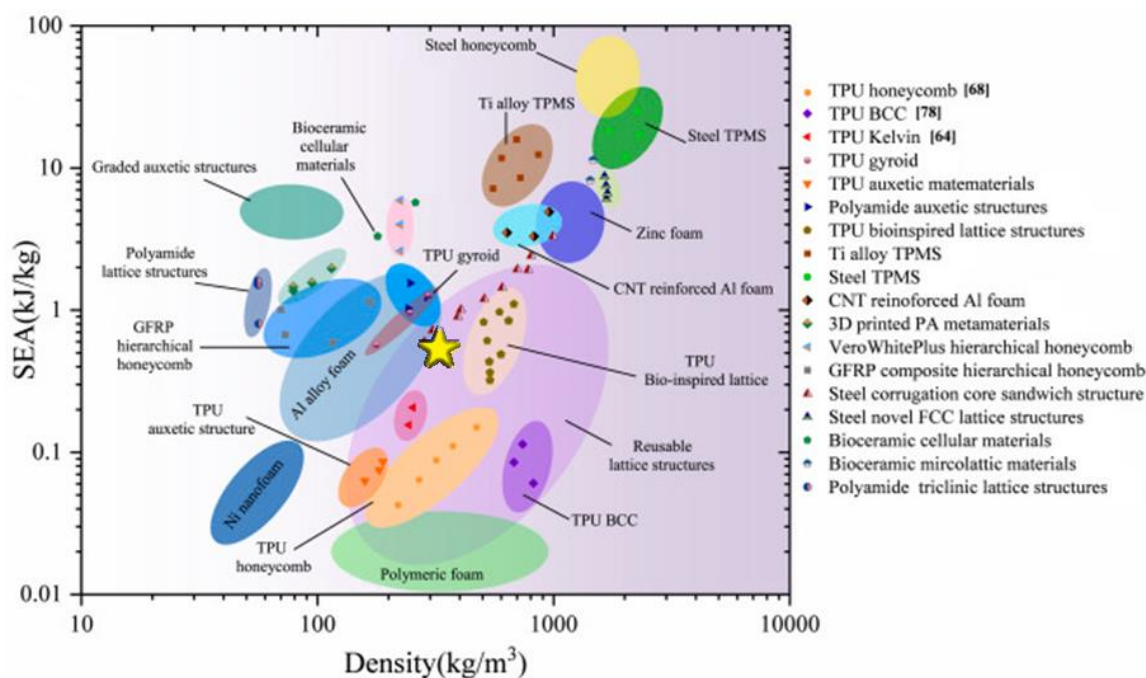
Jednak w przypadku prób zginania trójpunktowego, ze względu na średnicę i geometrię urządzenia niedopuszczalne są pęknięcia na powierzchni ściskającej, co powoduje lokalne pęknięcie zarówno na powierzchni ściskającej, jak i w rdzeniu pianki, oraz odspajanie lica od rdzenia w miejscu przyłożonej siły.

Podczas badania kompozytów warstwowych nie nastąpiły niedopuszczalne tryby zniszczenia co pokazano na rysunku poniżej.



Rysunek 73. Kompozyt warstwowy po badaniu odporności na trójpunktowe zginanie.

Na podstawie próby trójpunktowego zginania SEA badanych kompozytów i porównano je z wartościami referencyjnymi zamieszczonymi na rys 74. Gwiazdką na wykresie zaznaczono otrzymane kompozyty.



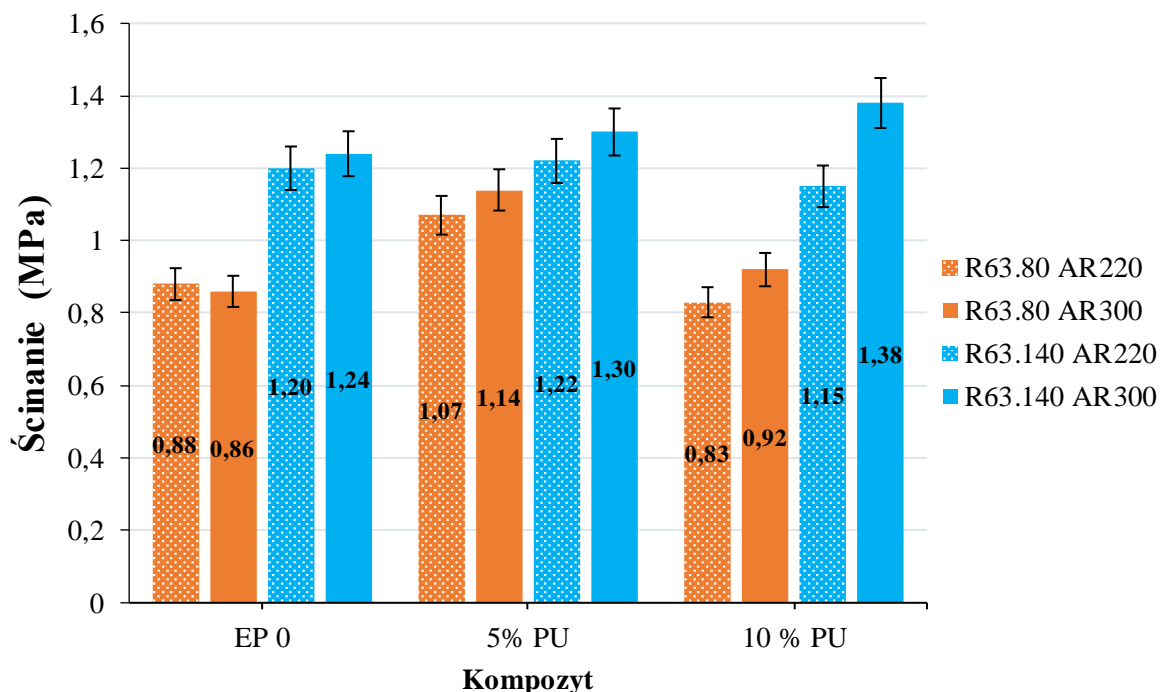
Rysunek 74. Wykres Ashby'ego SEA dla materiałów pochłaniających energię [297].

Większość komercyjnych materiałów wykorzystywanych do budowy bezałogowych statków powietrznych ma większą wartość SEA (Specific Energy Absorption) niż materiał otrzymany w wyniku badań. SEA jest kluczowym parametrem określającym zdolność materiału do pochłaniania energii podczas zderzenia czy obciążenia, co jest istotne dla bezpieczeństwa i wytrzymałości statków powietrznych. Jednakże, warto zauważyć, że otrzymany kompozyt podczas tego badania nie uległ całkowitemu zniszczeniu. To sugeruje,

że mimo niższej wartości SEA, materiał ten może wykazywać pewne pozytywne właściwości, takie jak odporność na pękanie.

Otrzymany materiał nie może konkurować pod względem wytrzymałości z konwencjonalnymi materiałami, takimi jak na przykład aluminium. Jednakże, porównując gęstość obu materiałów, przewaga jest po stronie otrzymanego kompozytu - $0,4 \text{ g/cm}^3$ w porównaniu do $2,7 \text{ g/cm}^3$ dla aluminium. Niska gęstość jest pożądana w konstrukcjach lotniczych, ponieważ może przyczynić się do redukcji masy całkowitej statku powietrznego, co z kolei może prowadzić do zwiększenia efektywności energetycznej i zasięgu lotu. W związku z powyższym, mimo że otrzymany materiał może mieć niższą wartość SEA w porównaniu do większości komercyjnych materiałów, jego unikalne właściwości mogą czynić go atrakcyjnym dla niektórych zastosowań w przemyśle lotniczym.

Kolejnym badaniem, w którym określono własności mechaniczne kompozytu, była próba na ścinanie międzywarstwowe. Zdecydowano się zastosować taką metodę badania ze względu na rodzaj badanego materiału i najsłabszy punkt kompozytów warstwowych, czyli połączenie pomiędzy okładkami a rdzeniem. Wyniki przedstawiono na wykresie poniżej.



Wykres 7. Ścinanie międzywarstwowe kompozytów warstwowych

Zaobserwowany sposób zniszczenia podczas badania to rozwarstwienie pomiędzy okładziną a rdzeniem z pianki, przy czym bardzo cienka warstwa pianki pozostała przyklejona do okładziny, co sugeruje, że połączenie adhezyjne pomiędzy arkuszami

wierzchnimi a rdzeniem było silniejsze niż wytrzymałość pianek na ścinanie. Największą odporność na ścinanie międzywarstwowe posiadał kompozyt, którego okładki były wykonywane z epidianu zmodyfikowanego 10% PU i tkaniny skośnej, a rdzeń stanowiła pianka AIREX 63.140. Wyniki te są rezultatem dużej elastyczności okładek, wynikającej z zastosowania tkaniny o splocie skośnym i modyfikacji żywicy epoksydowej poliuretanem. Dodatkowo na podstawie tego badania widać poprawę połączenia pomiędzy okładkami a rdzeniem. pod wpływem modyfikacji osnowy epoksydowej dodatkiem poliuretanu. W tabeli 19 przedstawiono wpływ modyfikacji osnowy na ścinanie międzywarstwowe kompozytów warstwowych w stosunku do próbek niezmodyfikowanych w postaci procentów. Wyniki zaznaczono kolorem zielonym wskazują na poprawę adhezji a kolorem czerwonym pogorszenie.

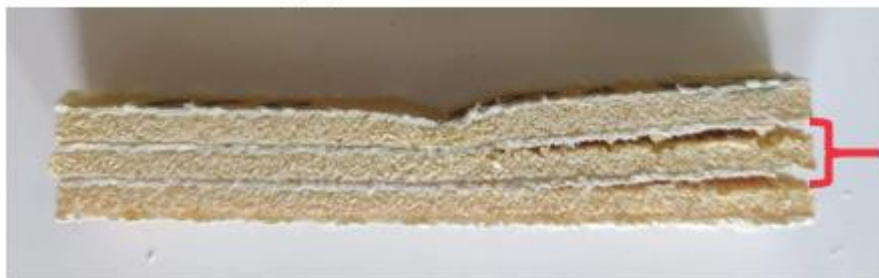
Tabela 19. Wpływ modyfikacji osnowy na ścinanie międzywarstwowe kompozytów sandwich.

Rodzaj rdzenia i tkaniny	Zawartość modyfikatora	
	5% PU	10% PU
R63.80 AR220	+21%	-6%
R63.80 AR300	+32%	+7%
R63.140 AR220	+2%	-4%
R63.140 AR300	+5%	+11%

Zestawienie wpływu modyfikacji na ścinanie międzywarstwowe ukazuje, że w 6/8 przypadków obserwujemy poprawę w połączeniu między okładkami a rdzeniem. Dodatkowo możemy zaobserwować współdziałanie pomiędzy zastosowaniem modyfikacji osnowy i tkaniny skośnej, co daje najlepsze efekty.

We wszystkich badanych parach kompozytów te z rdzeniem z pianki AIREX 63.140 wykazywały wyższy parametr ścinania międzywarstwowego co za tym idzie wyższą adhezję pomiędzy okładkami a rdzeniem. Potwierdzeniem tego zjawiska jest zachowanie kompozytów podczas próby udarności Charpy’ego gdzie kompozyty z rdzeniem AIREX 63.140 rozwarstwiły się w jednym miejscu podczas gdy z rdzeniem AIREX 63.80 w dwóch. Zjawisko to zademonstrowano na rysunku 75.

Kompozyt z rdzeniem AIREX 63.80



Kompozyt z rdzeniem AIREX 63.140




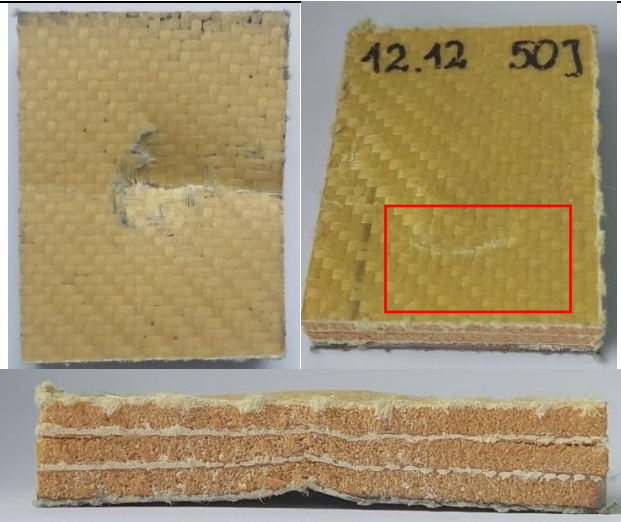




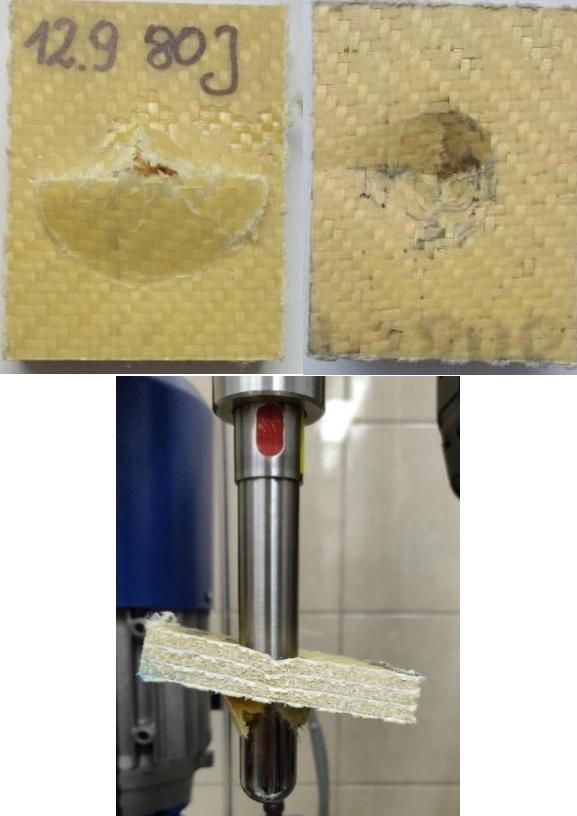
Rysunek 75. Próbkki po uderzeniu młotem wahadłowym.

Bardzo ważnym badaniem pod kątem przyszłego zastosowania jest próba odporności na przebicie. Badanie to było wykonywane w 2 etapach. W pierwszym wyznaczano maksymalną wartość energii potrzebną do zniszczenia kompozytów. W tym celu na próbki rzucano młot spadowy z energią w zakresie od 10 do 80 J. W drugim etapie wszystkie kompozyty uderzano z niską energią 7 J. Wyniki pierwszej części badania zestawiono w tabeli 20.

Tabela 20. Badanie odporności na przebicie na młocie spadowym Instron Ceast 9340.

Energia	Zdjęcie próbki	Opis uszkodzenia
10J		<p>Wgniecenia lica po stronie uderzenia bez widocznych pęknięć okładziny.</p> <p>Charakterystycznie załamanie w kształcie plusa w miejscu uderzenia bijaka.</p>

<p>20J</p>		<p>Wgniecenia lica w kształcie „+” charakterystyczne dla kompozytów wzmacnianych tkaninami po stronie uderzenia z małymi pęknięciami okładziny.</p>
<p>30J</p>		<p>Oprócz wgniecenia i pęknięć lica w miejscu uderzenia pojawiło się pęknięcie poprzeczne okładziny. Brak widocznych uszkodzeń powierzchni po stronie przeciwnej do uderzenia.</p>
<p>40J</p>		<p>Wgniecenie i kilka pęknięć poprzecznych w miejscu uderzenia okładziny. Brak widocznych uszkodzeń powierzchni po stronie przeciwnej do uderzenia.</p>
<p>50J</p>		<p>Wgniecenie i pęknięcie okładziny po stronie uderzenia młota. Energia 50 J spowodowała widoczne uszkodzenie powierzchni lica po stronie przeciwnej do uderzenia. Próbką po uderzeniu stała się wypukła.</p>

<p>60J</p>		<p>Głębokie wgniecenie po stronie uderzanej. Brak pęknięć poprzecznych w miejscu przyłożenia siły. Wyraźne uszkodzenie powierzchni lica po stronie przeciwnej do uderzenia.</p>
<p>70J</p>		<p>Głębokie wgniecenie po stronie uderzanej. Wyraźne uszkodzenie powierzchni lica po stronie przeciwnej do uderzenia.</p>
<p>80J</p>		<p>Pełna perforacja trzpienia w głąb próbki. Uszkodzone zostały wszystkie warstwy materiału.</p>

Uszkodzenia okładziny w miejscu przyłożenia bijaka zwykle przyjmowały kształt plusa charakterystyczny dla kompozytów wzmacnianych tkaninami, co potwierdza anizotropowy charakter kompozytów (patrz rys. 40). Zwiększanie energii powodowało wzrost obszaru uszkodzenia warstwy wierzchniej, pękanie osnowy, a następnie zrywanie przędzy

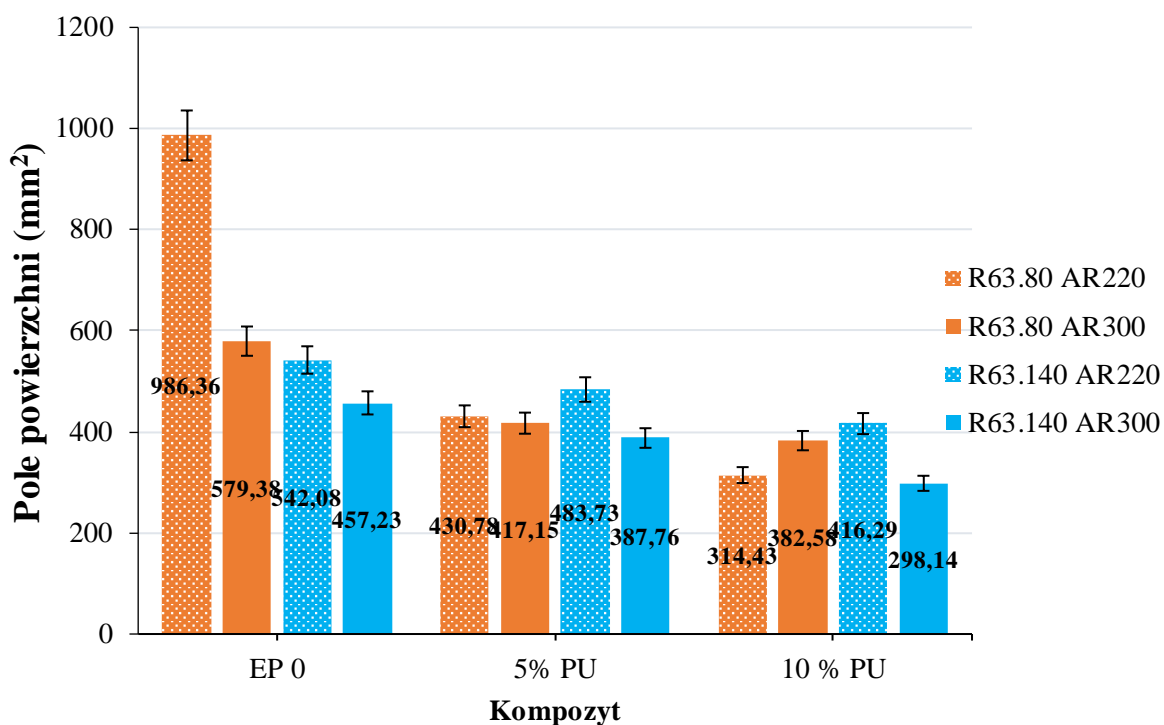
pierwotnej. Przy energii 50 J zauważalne było wizualne odkształcenie i pęknięcie tylnej warstwy kompozytu. Jest to bardzo ważna cecha tych kompozytów, ponieważ powstanie stożka na tylnej warstwie kompozytu świadczy o przeniesieniu energii i większy udział włókien wtórnych w mechanizmie niszczenia. Włókna te podlegają zarówno naprężeniu ścinającym, jak i rozciągającym. Występowanie tych dwóch zjawisk jednocześnie przekłada się na wyższą wartość absorpcji energii

Podczas badania odporności na przebicie możemy podzielić mechanizm pochłaniania energii przez kompozyty w zależności od zakresu energii uderzenia:

- 10 - 20J widać wgłębienie po stronie uderzenia bez widocznych pęknięć poprzecznych okładziny;
- 30 - 50J prócz wgniecenia i uszkodzenia okładziny, do której została przyłożona siła widzimy dodatkowy mechanizm dyssypacji energii uderzenia w postaci pęknięć poprzecznych lica od strony uderzonej;
- 50 - 70J uszkodzenie okładziny po stronie przeciwnej do uderzenia;
- 60 - 70J głębokie wgniecenie po stronie uderzanej, brak pęknięć poprzecznych lica.

W przypadku materiałów wykorzystywanych w produkcji BSP ważna jest wartość energii potrzebnej do zniszczenia kompozytu. Zakłada się, że energia potencjalnych zderzeń drona z obcym ciałem wynosi 22,5 J, wynika to z przeliczenia prędkości lotu i masy drona. Prędkość lotu podczas wykonywania czynności analitycznych (np. akwizycja obrazów termowizyjnych, analiza fotogrametryczna) zwykle zawiera się w przedziale 1–2 m/s, zatem energia kinetyczna drona o hipotetycznej masie 5 kg poruszającego się z prędkością 3 m/s (prędkość odniesienia została zwiększona w celu uwzględnienia niestandardowych warunków) daje wartość wspomnianą wyżej (22.5 J).

Ponieważ energia z jaką uderza dron w nieruchome ciało obce mieści się w przedziale od 20 do 30J, postanowiono dokładnie przeanalizować odporność kompozytów na energię 30J. W tym celu zmierzono pole powierzchni wgłębienia po stronie uderzonej. Wyniki badania zaprezentowano na wykresie 8.



Wykres 8. Pole powierzchni przy uderzeniu z energia 30J.

Wytrzymałość materiałów przekładkowych w stosunku do udarności w dużej mierze zależy od właściwości laminatu w poszyciu konstrukcyjnym i jego połączenia z rdzeniem. Zewnętrzna warstwa odgrywa najważniejszą rolę w pochłanianiu energii podczas uderzenia. Zastosowana modyfikacja we wszystkich analizowanych przypadkach poprawiła zdolności do pochłaniania energii w porównaniu do próbek referencyjnych. Analizując zdolności do pochłaniania energii przez otrzymane kompozyty warstwowe widzimy, że kompozyt ze zmodyfikowaną 10%PU żywicą epoksydową, rdzeniem z pianki R 63.140 i wzmocnieniem z tkaniny o splocie skośnym wykazuje najmniejsze uszkodzenie materiału podczas uderzenia z energią 30J.

W celu dokonania dokładniejszej analizy odporności na przebicie uwzględniono również inne zarejestrowane parametry badania m.in. maksymalną siłę, energię i odkształcenie (Peak Force [N], Peak Energy [J], Peak Displacement [mm]). Oznaczono również właściwości względne odnoszące maksymalną siłę i energię do grubości kompozytu. Młot spadowy jest wyposażony w czujnik siły; na podstawie jego wartości, energia i odkształcenie są obliczane według wzorów przedstawionych poniżej:

$$E_i = \int i F(\varepsilon) \quad (15)$$

$$E_i = \sum_{i=0}^{i-1} E_i + t_{\text{sampling}} \frac{F_i v_i + F_{i-1} v_{i-1}}{2} \quad (16)$$

$$\varepsilon_i = \sum_{i=0}^{i-1} + t_{\text{sampling}} \frac{v_i + v_{i-1}}{2} \quad (17)$$

Gdzie: E_i - energia

ε_i - odkształcenie

t_{sampling} - czas badania;

v - szybkość zmiany odkształcenia,

F - zmierzona siła.

W tabeli poniżej zastawiono zarejestrowane parametry.

Tabela 21. Wyniki badania: odporność na przebicie energią 30 J. Kolorem czerwonym zaznaczono wartości najniższe dla wybranego parametru, a kolorem zielonym najwyższe.

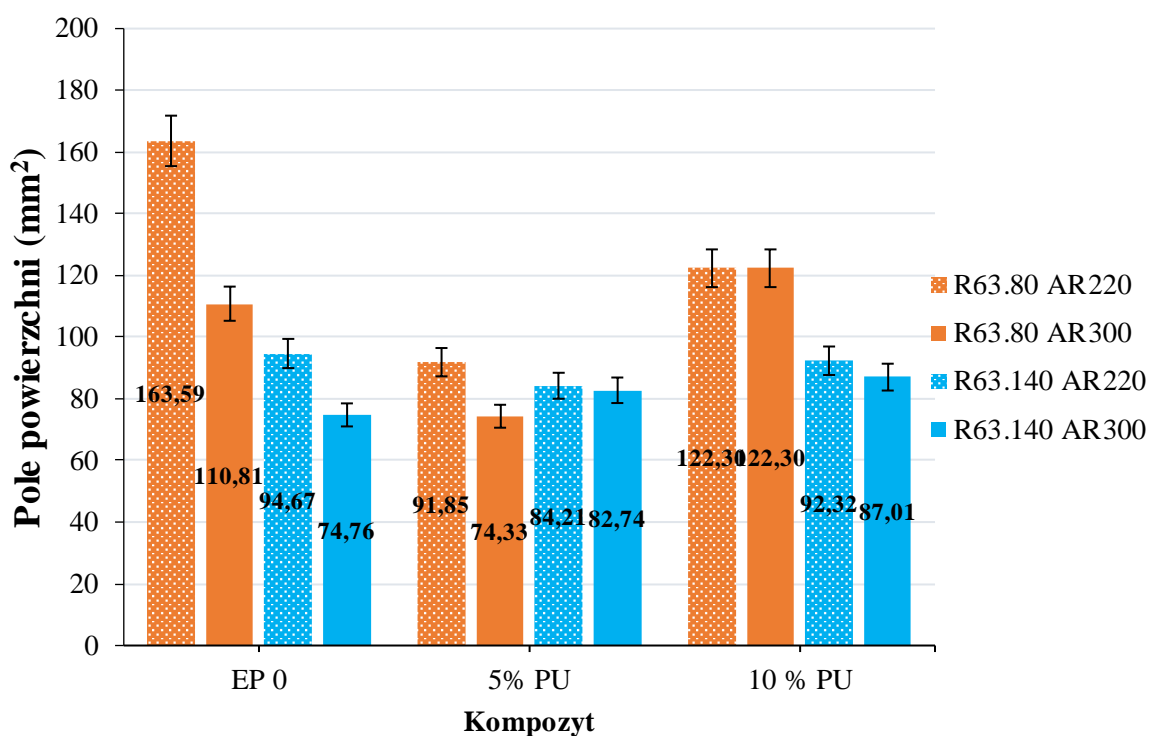
Próbka	Siła maksymalna [N]	Energia szczytowa [J]	Odształcenie maksymalne [mm]	Odporność na przebicie [kN/m]	Max. energia do grubości próbki [J/m]
EP,,0”R63.80 AR220	1643,635	5,895	14,109	117,403	421,060
EP,,0”R63.80 AR300	1677,114	5,923	13,433	119,258	423,064
EP,,0”R63.140 AR220	1905,161	6,210	16,618	162,895	544,266
EP,,0”R63.140 AR300	1889,227	6,287	16,169	161,473	537,315
5PU R63.80 AR220	1737,161	6,731	16,230	144,764	541,971
5PU R63.80 AR300	1753,788	6,449	15,606	134,907	496,093
5PU R63.140 AR220	1865,673	5,577	15,416	156,779	468,633
5PU R63.140 AR300	2000,419	6,049	15,143	162,636	491,803
10PU R63.80 AR220	1557,383	5,863	14,515	111,242	418,807
10PU R63.80 AR300	1616,962	5,999	13,602	107,798	399,93
10PU R63.140 AR220	1874,679	6,187	16,383	163,016	537,938
10PU R63.140 AR300	1953,656	6,138	15,800	160,136	503,100

Na podstawie uzyskanych parametrów badania odporności na przebicie, uderzając z energią 30J, można stwierdzić, że siła przenoszona przez badany materiał zależy od rodzaju zastosowanego rdzenia. Kompozyty, dla których rdzeń Airex 63.140 został użyty, prezentują lepszą wydolność w porównaniu do tych, gdzie zastosowano Airex 63.80.

Rodzaj użytego wzmocnienia wpływa na zmienność wytrzymałości kompozytów podczas badania. W większości przypadków kompozyty ze wzmocnieniem z tkaniny skośnej prezentują lepsze wyniki niż te ze wzmocnieniem płóciennym. Elastyczna okładzina z sztywnym rdzeniem daje najlepsze rezultaty.

Wprowadzenie poliuretanu do lepiscza międzywarstwowego również wpływa na poprawę odporności na przebicie. Najlepsze rezultaty uzyskano dla kompozytu z 10% zawartością PU i rdzeniem z pianki Airex 63.140.

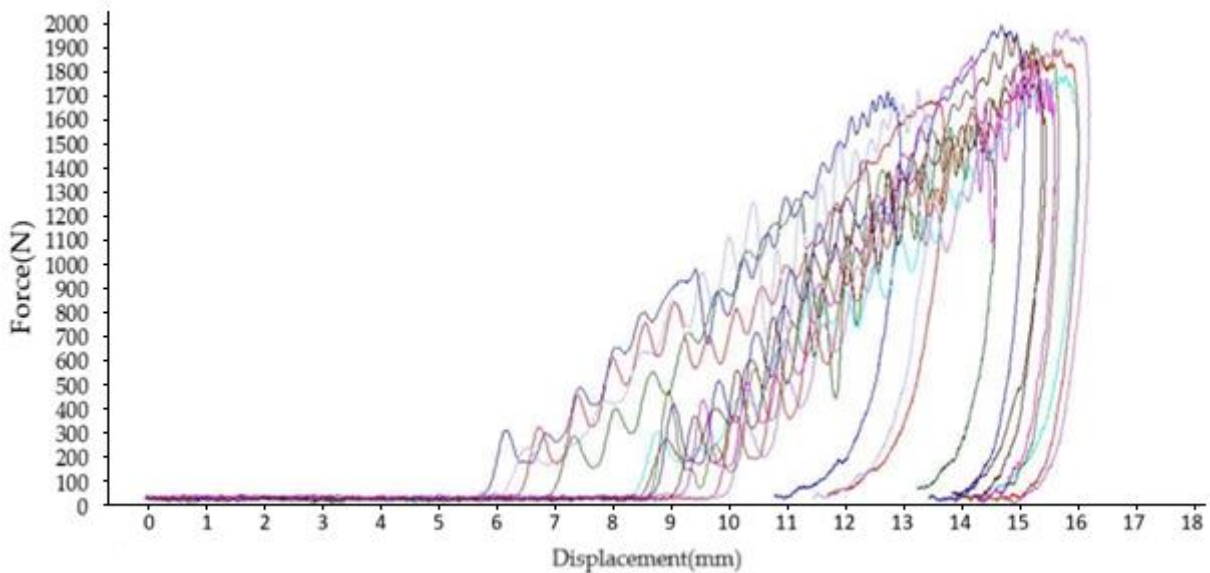
Propagacja uszkodzenia w kompozytach nie rozwija się tak jak w metalach, gdzie przyrasta ona w funkcji liczby cykli obciążeń. Rozwarstwienie wywołane uderzeniem tzw. BVID (ang. Barely Visible Impact Damage), niewidoczne gołym okiem, może wywołać nagłą destrukcję po bliżej nieokreślonej liczbie cykli. Dlatego istotne jest, aby uszkodzenia takie jak: rozwarstwienia od uderzenia, rozwarstwienia zmęczeniowe, zawilgocenie, przegrzanie, były wykrywalne jak najszybciej. Jednym ze sposobów oceny kompozytów jest badanie uderzenia z niską energią w tym konkretnym przypadku rozpatrywano uderzenie młota spadowego z energią 7J. Badanie to ma swoje uzasadnienie w praktyce, ponieważ upadek narzędzi podczas napraw bądź konserwacji generuje energie około 6-7J. Pole powierzchni wgniecenia po uderzeniu jest zaprezentowane w postaci zbiorczych wyników na wykresie 9.



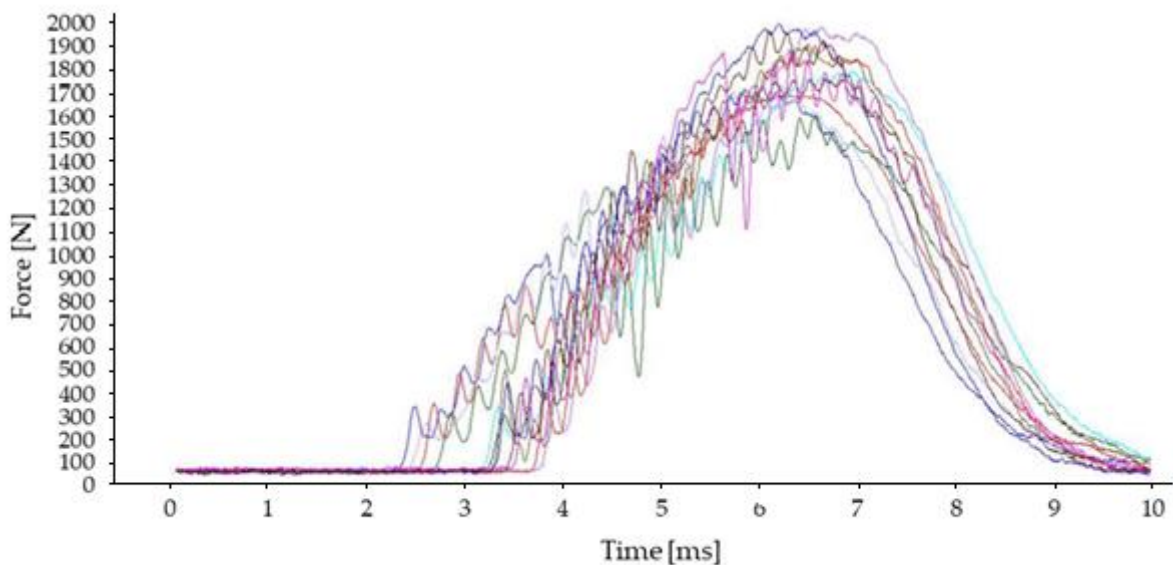
Wykres 9. Pole powierzchni dla uderzenia z energią 7J.

Badanie udarności na młocie spadowym z energią 7J potwierdza wpływ dodatku poliuretanu na zwiększenie odporności udarowej całego kompozytu. Podczas badania odporności na przebicie zanim nastąpi zerwanie włókien w tkaninie następuje absorpcja energii w postaci pęknięcia i rozwarstwianiem osnowy. Warstwa wierzchnia i włókna pierwotne przyjmują największe obciążenia i ich wytrzymałość determinuje odporność całego kompozytu.

W celu dokładniejszej analizy odporności na przebicie wstawiono wykresy w postaci zbiorczych wyników zarejestrowanych przez program maszyny wytrzymałościowej Instron Ceast 9340.



Wykres 10 Wykres przemieszczenie-siła.

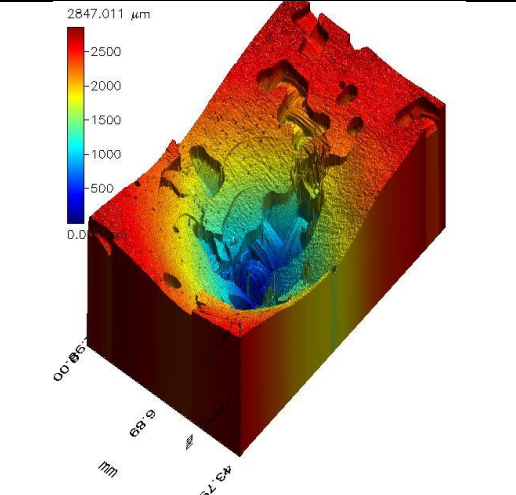
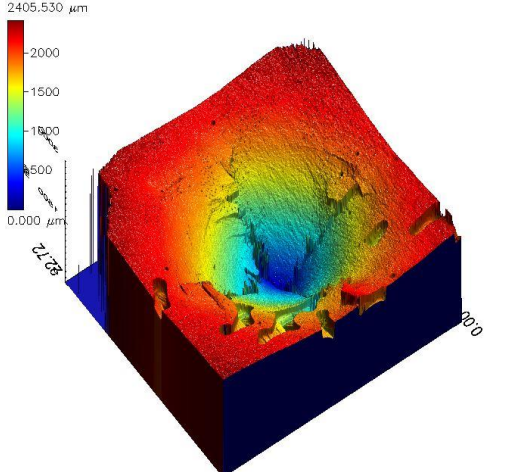
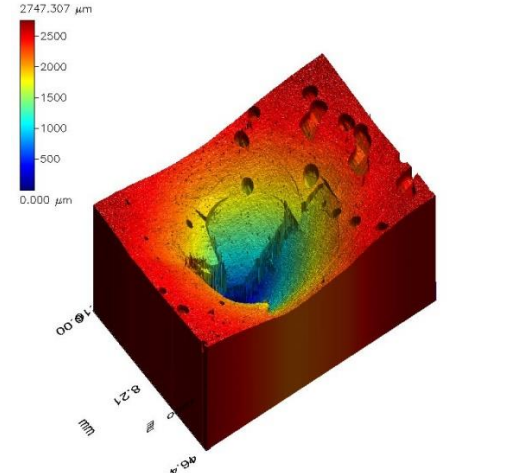


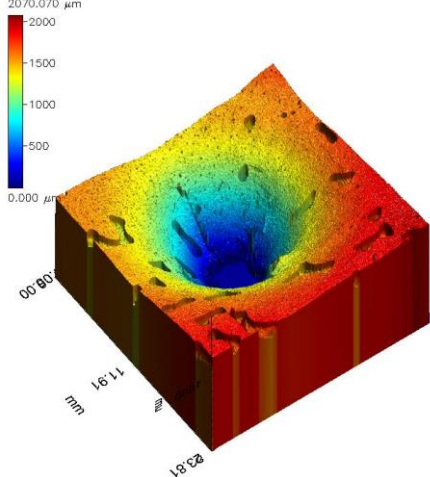
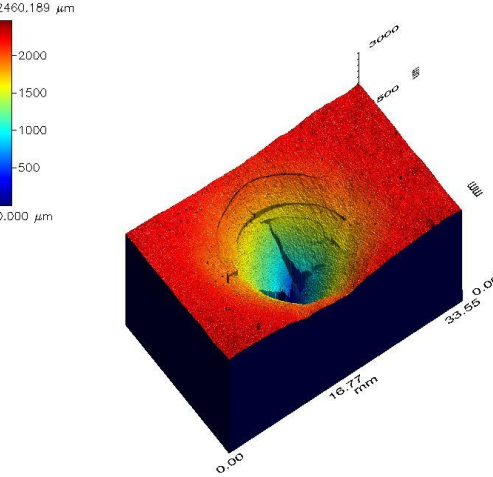
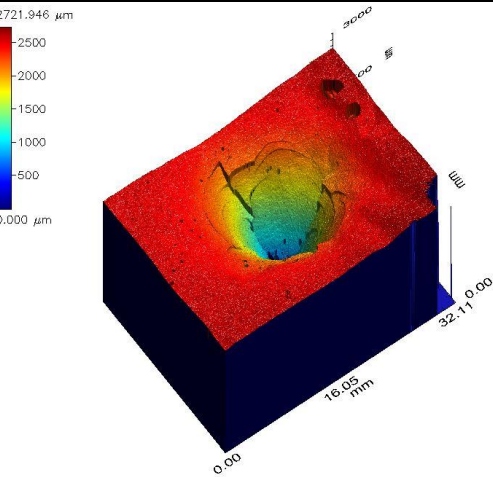
Wykres 11 Wykres siła-czas.

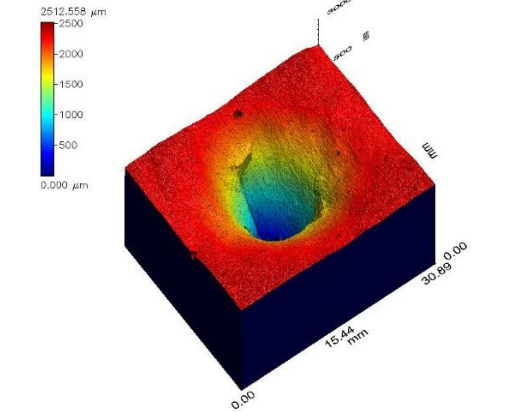
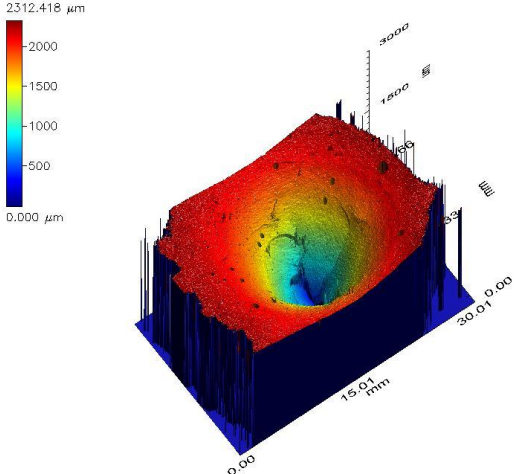
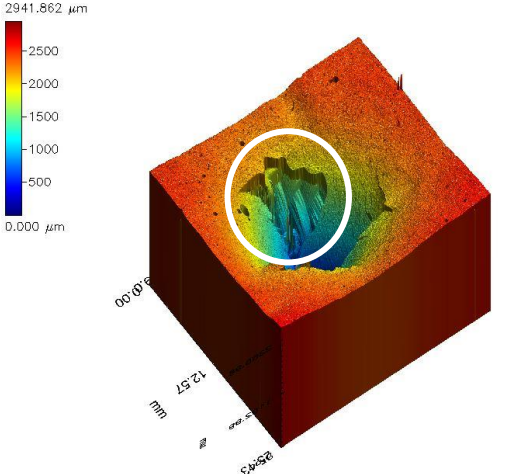
Wykresy siła-czas ukazuje nam rozbieżność wyników od samego początku wykresu, co potwierdza różnicę między poszczególnymi próbkami. Dzieje się tak dlatego, że na początku zjawiska uderzenia obciążenie przejmuje głównie płyta wierzchnia kompozytu, która jest specyficzna dla każdej próbki. Później istotny udział w pochłanianiu obciążenia ma element rdzenia PVC. Jest to podkreślone na tym wykresie wraz ze stopniową redukcją obciążeń reakcyjnych. Kształt krzywej siła-przemieszczenie wskazuje na sprężystą naturę kompozytów.

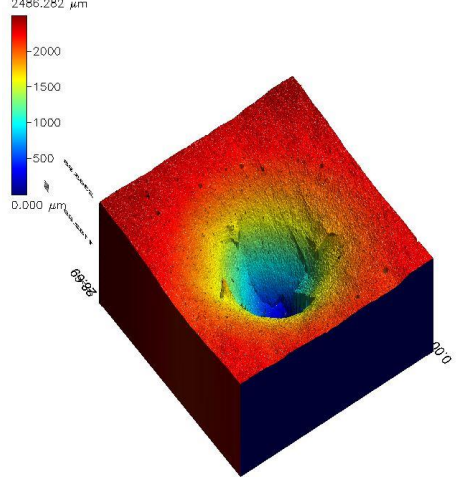
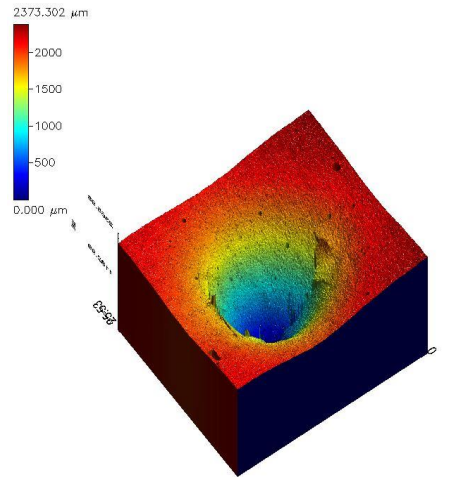
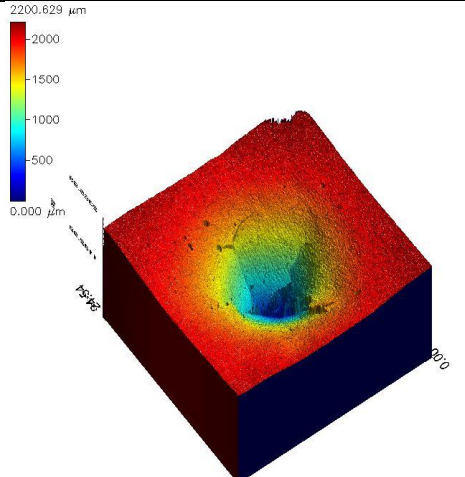
Badanie odporności na przebite jest kluczowym badaniem do oceny wytrzymałości materiałów warstwowych. Dlatego miejsce uderzenia zobrazowano na profilometrze i opisano wszystkie zmiany w tabeli 22.

Tabela 22. Obrazy z profilometru kompozytów warstwowych po uderzeniu z energia 7J.

Próbka	Obraz z profilometru	Opis uszkodzenia
EP „0” R63.80 AR220		<p>W przypadku tego kompozytu pole powierzchni i głębokość śladu (2mm) po uderzeniu była największa. Dodatkowym mechanizmem dysypacji energii było pęknięcie okładziny w miejscu uderzenia.</p> <p>Widoczne jest niedokładne przesycenie tkaniny żywicą, co mogło mieć również wpływ na odporność na przebite tego kompozytu.</p>
EP „0” R63.80 AR300		<p>Wymieniając tylko rodzaj zastosowanego wzmocnienia, zdecydowanie poprawia się odporność kompozytu co widać po znacznie mniejszym polu powierzchni i płytszym wgłębieniu (1,8mm) po uderzeniu.</p> <p>Również w przypadku tego kompozytu widać niedokładne przesycenie tkaniny żywicą.</p>
EP „0” R63.140 AR220		<p>Zastosowanie innego rdzenia zmniejsza ślad po uderzeniu. Pęknięcie okładziny w miejscu uderzenia. Widoczne jest nieprzesycenie tkaniny żywicą.</p>

<p>EP „0” R63.140 AR300</p>		<p>Kompozyt najmniejszym polem powierzchni wgłębienia po uderzeniu.</p>
<p>5PU R63.80 AR220</p>		<p>Wprowadzenie 5% poliuretanu zdecydowanie poprawiło przesylenie tkaniny. Widoczne pęknięcia okładziny w miejscu uderzenia</p>
<p>5PU R63.80 AR300</p>		<p>Wprowadzenie tkaniny o większej gramaturze znacznie poprawa odporność na przebicie. Widoczne pęknięcia okrężne i poprzeczne okładziny w miejscu uderzenia</p>

<p>5PU R63.140 AR220</p>		<p>Gładkie lico brak pęknięć okrężnych. Lepsza odporność na uderzenia w porównaniu z próbką referencyjną.</p>
<p>5PU R63.140 AR300</p>		<p>W przypadku tego kompozytu widać delikatne pęcherzyki powietrza w utwardzonej żywicy. Pęknięcia wzdłużne i jedno delikatne pęknięcie okrężne okładziny.</p>
<p>10PU R63.80 AR220</p>		<p>Wprowadzenie 10% poliuretanu przyczyniło się do bardzo dobrego przesączenia tkaniny żywicą. Uszkodzenia spowodowane uderzeniem młota spadowego wywołały jedynie poprzeczne i wzdłużne pęknięcia okładziny. W przypadku tego kompozytu obserwujemy oderwanie warstwy żywicy od tkaniny, co zaznaczono na rysunku.</p>

<p>10PU R63.80 AR300</p>		<p>Bardzo dobre przesączenie tkaniny, gładkie lico warstwy wierzchniej. Widoczne pęknięcia wzdłużne.</p>
<p>10PU R63.140 AR220</p>		<p>Gładkie lico warstwy wierzchniej. Widoczne pęknięcia wzdłużne.</p>
<p>10PU R63.140 AR300</p>		<p>Wgłębienie po uderzeniu ma małą średnicę, ale jest głębokie. Widać pęknięcia poprzeczne.</p>

Oprócz różnic w wytrzymałości poszczególnych kompozytów, obrazowanie zniszczeń na profilometrze ukazało inne zależności jakie daje wprowadzenie poliuretanu jako modyfikatora EP - poprawę przesycenia tkaniny aramidowej. W odróżnieniu od typowych włókien wzmacniających (szklanych, węglowych) włókna aramidowe stanowią materiał nieporównywalnie trudniejszy do przetwarzania. Włókna aramidowe są materiałem trudnozwilżalnym przez typowe utwardzalne syciwa polimerowe, takie jak np. żywice

epoksydowe. Kompozyty warstwowe których osnowa była zmodyfikowana poliuretanem posiadały gładsze lico. Żywica z dodatkiem poliuretanu ma mniejszą lepkość co daje lepszy efekt przesylenia. Nasuwa się tu wniosek że wprowadzenie poliuretanu jako element składowy w kompozytach warstwowych nie tylko poprawia ogólną wytrzymałość kompozytu, ale także niweluje mikrodefekty które rzutują na ogólną wytrzymałość kompozytu.

Z analizy powyższych zdjęć można wywnioskować, że niejednorodna budowa kompozytów powoduje, że uszkodzenia powstałe wskutek obciążeń mogą być różnorodne, oraz różnić się nawet między próbkami tej samej serii. W trakcie badania powyższych próbek wystąpiły uszkodzenia takie jak: pęknięcia osnowy, uszkodzenia włókien, delaminacja oraz wgniecenie rdzenia.

9.2.3. Porównanie wytworzonych kompozytów z komercyjnie stosowanymi materiałami do produkcji BSP

W poniższej tabeli przedstawiono porównanie właściwości wytrzymałościowych wytworzonych kompozytów warstwowych z materiałami obecnie stosowanymi w produkcji dronów. Analizowane parametry to gęstość, wytrzymałość podczas trójpunktowego zginania oraz sztywność. Gęstość otrzymanych kompozytów wynosiła od 0,3 do 0,4 g/cm³, natomiast wytrzymałość na zginanie dla najlepszych kompozytów osiągała wartości od 13 do 13,6 MPa.

Podczas badania trójpunktowego zginania, wytworzone kompozyty zaskoczyły swoją niezwykłą wytrzymałością - mimo intensywnego obciążenia, nie uległy całkowitemu zniszczeniu, zachowując swoją integralność. Co więcej, badanie zostało przerwane dopiero, gdy trzpień wgniótł kompozyt na głębokość 20 mm, natomiast wszystkie porównywane materiały komercyjne ulegały całkowitemu zniszczeniu.

Tabela 23. Porównanie właściwości wytworzonych kompozytów z materiałami stosowanymi w produkcji bezzałogowych statków powietrznych [298].

Część	Material	Gęstość (g/cm ³)	Wytrzymałość na zginanie (MPa)	Sztywność (wysoka/niska/średnia)	Komentarz
Korpus drona	Poliwęglan	1.18–1.20	90	Średnia	Otrzymane kompozyty mają gęstość prawie 3 razy mniejszą niż porównywany poliwęglan. Niestety, ich wytrzymałość mechaniczna jest proporcjonalnie niższa. Poliwęglan, ze względu na swoją wytrzymałość i przejrzystość, jest powszechnie stosowany w wielu dziedzinach. Jednak jego gęstość może być niekorzystna w niektórych zastosowaniach, szczególnie tam, gdzie masa jest kluczowa.
	Spieniony polistyren	0.02	0.17–0.45	Wysoka	Wyprodukowane kompozyty polimerowe na bazie spienionego PCV są zdecydowanie bardziej wytrzymałe niż wykorzystywany polistyren. Ich wytrzymałość na zginanie jest 25 razy większa niż polistyrenu.
	Kompozyt na bazie włókna szklanych i poliestru	2.58–1.35	44.65–119.23	Średnia albo wysoka	Otrzymany kompozyt ma znacznie mniejszą gęstość niż wykorzystywany poliestru.
	Politereftalan etylenu	1.38	98.8	Niska	Wyprodukowany kompozyt ma niższą gęstość i jest to materiał o wysokiej sztywności w porównaniu

					z materiałem referencyjnym.
	Kompozyt na bazie grafenu i żywicy epoksydowej	1.90–1.02	2.8–4.4	Wysoka	Wytrzymałość na zginanie wyprodukowanych kompozytów jest o 150% wyższa niż kompozytów na bazie grafenu i żywicy epoksydowej. Dodatkowo, posiadają one znacznie niższą gęstość, co czyni je doskonałym zamiennikiem dla materiału referencyjnego.
	Kompozyt na bazie żywicy epoksydowej i włókna szklanego	2.50–1.02	200	Wysoka	Przewagą otrzymanego materiału jest niższa gęstość.
	Kwas polimlekowy	1.25	106	Średnia	Wytworzone kompozyty mają niższą gęstość i większą sztywność niż te na bazie kwasu polimlekowego.
Rama drona	Aluminium	2.68	172	Wysoka	Aluminium posiada wiele zalet, które są wykorzystywane w produkcji ramy drona, takie jak wysoka wytrzymałość, sztywność i łatwość formowania. Jednakże, główną wadą aluminium jest jego wysoka masa. Można to jednak zniwelować, stosując otrzymany materiał, który, mimo że nie ma tak wysokich parametrów wytrzymałościowych, zdecydowanie zmniejsza masę.
	Nylon 6	1.14	89.3	Średnia	Uzyskane kompozyty

				albo wysoka	mają niższą gęstość od wykorzystanego nylonu 6.
	Tworzywa sztuczne na bazie żywicy epoksydowej wzmocnione włóknem węglowym	1.80–2.00	12.56	Wysoka	Wyprodukowane kompozyty są zdecydowanie dobrym zamiennikiem dla stosowanych kompozytów na bazie włókien węglowych i żywicy epoksydowej. Charakteryzują się podobną wytrzymałością co materiał referencyjny, ale przewagą jest to, że ich gęstość jest prawie 5 razy niższa.
	Polistyren	0.96–1.05	70	Niska	Polistyren jest materiałem twardym i kruchym, natomiast otrzymane kompozyty, są materiałami o wysokiej elastyczności i wytrzymałości. Dodatkowo, mają one gęstość zdecydowanie niższą niż polistyren. Dzięki temu, że są elastyczne i wytrzymałe, mogą lepiej absorbować energię, co czyni je bardziej odpornymi na pęknięcia i uszkodzenia w porównaniu do twardego i kruchego polistyrenu.
Śmigła do dronów	ABS	1.00–1.05	75	Średnia	Przewagą wytworzonych kompozytów nad ABSem jest zdecydowanie niższa masa i większa sztywność materiału.
	Politereftalan etylenu	1.38	98.8	Niska	Uzyskane kompozyty mają niższą gęstość w porównaniu do

					wykorzystywanego politereftalanu etylenu, a ich dodatkową zaletą jest wyższa elastyczność i wytrzymałość. Dzięki temu są w stanie lepiej absorbować energię, co czyni je bardziej odpornymi na pęknięcia i uszkodzenia.
	Włókno szklane/ nylon/ polipropylen	2.58– 1.14	30–35	Wysoka	Biorąc pod uwagę wytrzymałość i gęstość obu kompozytów, kompozyt wytworzony w tej pracy ma zdecydowanie wyższą wytrzymałość właściwą niż kompozyt używany w dronach na bazie włókna szklanego, nylonu i polipropylenu.
	Kompozyt na bazie włókna węglowego i żywicy epoksydowej	1.80– 2.00	12.56	Wysoka	Wyprodukowane kompozyty są zdecydowanie dobrym zamiennikiem dla stosowanych kompozytów na bazie włókien węglowych i żywicy epoksydowej. Wytrzymałość obu materiałow jest bardzo zbliżona, ale przewagą jest to, że ich gęstość jest prawie 5 razy niższa.

Materiały wytworzone w tej pracy to szereg kompozytów polimerowych, które charakteryzują się różnymi właściwościami, ale wszystkie mają jedną wspólną cechę - niższą gęstość w porównaniu do materiałów obecnie używanych do produkcji BSP.

Kompozyty te są bardziej wytrzymałe niż polistyren, mają większą sztywność niż kwas polimlekowy, a ich wytrzymałość na zginanie jest o 150% wyższa niż kompozytów na bazie grafenu i żywicy epoksydowej.

Wytworzone materiały mają zdecydowanie wyższą wytrzymałość właściwą niż kompozyty używane w dronach na bazie włókna szklanego, nylonu i polipropylenu. Są one

doskonałą alternatywą dla stosowanych kompozytów na bazie włókien węglowych i żywicy epoksydowej.

Wytworzone w ramach tej pracy kompozyty polimerowe mają potencjał do zastosowania w wielu dziedzinach, gdzie lekkość i wytrzymałość są kluczowe. Ich wysoka wytrzymałość właściwa w porównaniu do tradycyjnych materiałów czyni je doskonałym zamiennikiem dla kompozytów obecnie wykorzystywanych w produkcji dronów. Dzięki temu, mogą przyczynić się do tworzenia lżejszych, a tym samym bardziej efektywnych energetycznie dronów.

10. ANALIZA STATYSTYCZNA

10.1. Plan badań doświadczalnych

Główny etap pracy był skoncentrowany na wytworzeniu oraz zbadaniu kompozytów warstwowych. W niniejszej pracy wprowadzono modyfikację lepiscza międzywarstwowego w celu poprawy parametrów wytrzymałościowych, ale oprócz tego zastosowano dwa różne rdzenie oraz dwie tkaniny aramidowe o różnych splotach i gramaturze (pełna informacja jakich materiałów użyto znajduje się w tabeli 12)

W celu oceny który z tych składników ma największy wpływ na poprawę właściwości wytrzymałościowych kompozytów wyznaczono plan badań doświadczalnych. Liczbę składów faz próbek (Tab.24), równą liczbie zaplanowanych eksperymentów ($N=8$), wyznaczono na podstawie planu eksperymentu opisanego ortogonalną macierzą pełnoczynnikową pierwszego rzędu typu $2^3 = 8$. Zawierała ona pojedyncze replikacje, gdzie dwa poziomy stanu (poziom dolny „-1” i poziom górny „+1”) oraz trzy niezależne zmienne wejściowe (x_i , gdzie $i = 1, 2, 3$) [299].

Tabela 24 Pełnoczynnikowa macierz planowania I rzędu 2^3 z powtórzeniami [299].

J	x_0	x_1	x_2	x_3	x_1x_2	x_1x_3	x_2x_3	$x_1x_2x_3$	\bar{y}_j
1	+	-	-	-	+	+	+	-	
2	+	+	-	-	-	-	+	+	
3	+	-	+	-	-	+	-	+	
4	+	+	+	-	+	-	-	-	
5	+	-	-	+	+	-	-	+	
6	+	+	-	+	-	+	-	-	
7	+	-	+	+	-	-	+	-	
8	+	+	+	+	+	+	+	+	
	b_0	b_1	b_2	b_3	b_{12}	b_{13}	b_{23}	b_{123}	

Trzema zmiennymi niezależnymi x_i (parametrami wejściowymi), o wartościach dwu poziomów kodowych ± 1 (poziom górny „+” oraz poziom dolny „-”, tabela 24) określonych według zależności:

$$x_i = \frac{x - x_{i(sr)}}{\Delta x_i} = \pm 1 \quad (18)$$

są udziały komponentów kompozytu gdzie:

x_1 – rodzaj zastosowanego wzmocnienia

- niższy poziom „-1” oznacza tkaninę aramidową o gramaturze 220g/m²,
- górny poziom „+1” oznacza tkaninę aramidową o gramaturze 300g/m².

x_2 – rodzaj zastosowanego rdzenia piankowego

- niższy poziom „-1” oznacza Airex R 63.80,
- górny poziom „+1” oznacza Airex R 63.140.

x_3 – zawartość procentowa poliuretanu Desmocap12 w kompozycie [%]:

$$10 \% (+) \text{ i } 0 \% (-); \quad \Delta x_1 = 10\%;$$

$$x_{1(sr)} = 5 \%$$

Podział składu fazowego ze względu na rodzaj zastosowanych składników zaprezentowano w tabeli 25.

Tabela 25. Udziały składników kompozytów.

Zmienna wejściowa	Nr. składu fazowego							
	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII
Zastosowane wzmocnienie aramidowe [g/m ²]	220	300	220	300	220	300	220	300
Rodzaj zastosowanego rdzenia piankowego Airex R	63.80	63.80	63.140	63.140	63.80	63.80	63.140	63.140
Zawartość PU [%]	0	0	0	0	10	10	10	10

Składowymi funkcjami odpowiedzi y (parametrami wyjściowymi) są właściwości mechaniczne:

- naprężenie max przy trójpunktowym zginaniu [MPa];
- wytrzymałość na ścinanie międzywarstwowe [MPa];
- pole powierzchni po uderzeniu młotem spadowym z energią 7J [mm²].
- odporność na przebicie na młocie spadowym przy uderzeniu z energią 30J [kJ/m].

10.2. Analiza statystyczna wyników badań

Do oceny wpływu poszczególnych elementów konstrukcji kompozytu wykorzystano 4 parametry wytrzymałościowe. Przeprowadzono eksperymentalne badania, szczegółowy opis procedury badawczej znajduje się w rozdziale 9.2.1 Wyniki badań określonych właściwości wytrzymałościowych zostały zestawione w Tabeli 26.

Tabela 26. Zestawione parametry wytrzymałościowe wytypowanych kompozytów. Kolorem czerwonym zaznaczono najniższe wartości wyznaczonych parametrów, a kolorem zielonym najwyższe.

Nr próby	Naprężenie max przy trójpunktowym zginaniu	Wytrzymałość na ścinanie międzywarstwowe	Pole powierzchni po uderzeniu młotem spadowym z energią 7J	Odporność na przebicie na młocie spadowym przy uderzeniu z energią 30J
	[MPa]	[MPa]	[mm ²]	[kN/m]
I	7,26	0,88	163,59	117,40
II	6,93	0,86	110,81	119,26
III	12,75	1,2	94,57	162,90
IV	12,5	1,24	74,76	161,48
V	6,96	0,83	122,30	111,24
VI	7,35	0,92	122,30	107,80
VII	11,55	1,15	92,32	163,02
VIII	13,60	1,38	87,01	160,14

Analiza statystyczna wyników uzyskanych po realizacji przyjętego planu badań umożliwiła określenie wpływu zmiany wartości poszczególnych zmiennych niezależnych na wartości wszystkich składowych funkcji odpowiedzi. Porównując współczynniki regresji można ocenić, dla jakich zmiennych niezależnych, z przyjętego przedziału badań, poszczególne wartości parametrów badawczych (zmiennych zależnych) maleją, rosną lub nie zmieniają swojej wartości. Położenie przedziału zmiennych wejściowych, pozwoliło wskazać jednoznacznie czy wprowadzenie modyfikacji lepiscza międzywarstwowego wpływa na wzrost wytrzymałości kompozytów warstwowych.

Współczynniki regresji: b_1, b_2, b_3 oraz interakcji: $b_{12}, b_{13}, b_{23}, b_{123}$ określają wpływ danej wielkości wejściowej (lub kilku wielkości, czyli interakcję) na \bar{y} , czyli wartość wyjściową według równania funkcji obiektu badań (19):

$$\bar{y} = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + b_3x_3 + b_{12}x_1x_2 + b_{13}x_1x_3 + b_{23}x_2x_3 + b_{123}x_1x_2x_3 \quad (19)$$

Wartości współczynników regresji oblicza się z relacji (20):

$$b_i = \frac{\sum_{j=1}^8 x_{ij} \cdot \bar{y}_j}{N} \quad i = 0, 1, 2, 3 \quad (20)$$

Analiza statystyczna otrzymanych wyników prowadzona jest celem określenia prognozy istotności współczynników regresji b_i i oceny ich wpływu na wartość parametru wyjściowego \bar{y} według poniższych zależności.

Wariancja (21) oraz błąd wyznaczenia współczynników regresji (22):

$$s(\bar{y}) = \sqrt{\frac{\sum d_j^2}{2N}} \quad (21) \quad s(b_i) = \sqrt{\frac{s^2(\bar{y})}{N}} \quad (22)$$

gdzie: $d_j = \bar{y} - y_{jk}$ (\bar{y} - wartość średnia z k pomiarów; y_{jk} - wartość k -tego pomiaru w j -tym doświadczeniu; $k = 1, 2$; N - liczba doświadczeń).

Sprawdza się warunek (23), skąd po przekształceniach otrzymuje się (24) i (25):

$$\frac{b_i \cdot \sqrt{N}}{s(\bar{y})} = t_{obl} \quad (23) \quad b_i = \frac{2,306 \cdot s(\bar{y})}{\sqrt{N}} \quad (24)$$

$$b_{istot} \geq b_i = \frac{2,306}{\sqrt{8}} \cdot s(\bar{y}) = 0,8153 \cdot s(\bar{y}) \quad (25)$$

gdzie: dla rozkładu t-Studenta; $t_{obl} \gg t_{tabl}$ ($t_{tabl} = 2,306$ przy liczbie stopni swobody $f = 8$ i prawdopodobieństwie $P = 95\%$).

Przeprowadzona analiza statystyczna – dla przyjętego planu badań pierwszego rzędu – pozwala określić wpływ zmiany wartości poszczególnych zmiennych niezależnych na wartości wszystkich składowych funkcji odpowiedzi oraz daje możliwość określenia rodzaju tego wpływu. Analizując współczynniki regresji i ich znaki, można ocenić, dla jakich zmiennych niezależnych z przyjętego przedziału badań poszczególne wartości parametrów badawczych (zmiennych zależnych) maleją, rosną lub nie zmieniają swojej wartości. Informacja ta, w połączeniu z ograniczeniami technologicznymi regulującymi zarówno wielkość, jak i położenie przedziału zmienności zmiennych wejściowych, pozwala określić wpływ poszczególnych zmiennych na właściwości wytrzymałościowe.

Korzystając z zależności (21):(25) oraz wyników badań zamieszczonych w tabeli 26- obliczono współczynniki regresji b_i wszystkich składowych funkcji obiektu badań, dla każdego

rodzaju przeprowadzonych prób wytrzymałościowych. Obliczono błędy oraz błędy wyznaczenia współczynników regresji, a także dla przyjętego rozkładu t-Studenta i przedziału ufności $\alpha = 0,05$ - próg istotności współczynników regresji. Wyniki obliczeń zamieszczono w tabeli 27. Kolorem czerwonym oznaczono wartości b_i – co prawda mniejsze od b_{istot} - ale obciążone błędem, który pozwala uznać b_i jako statystycznie istotne.

Tabela 27. Współczynniki regresji: b_1, b_2, b_3 oraz interakcji: $b_{12}, b_{13}, b_{23}, b_{123}$ - właściwości wytrzymałościowe.

	x_0	x_1	x_2	x_3	x_1x_2	x_1x_3	x_2x_3	$x_1x_2x_3$	$s(y)$	$s(b_i)$	b_{istot}
Naprężenie max przy trójpunktowym zginaniu [MPa]	9,86	0,23	2,74		0,22	0,38	-0,03	0,20	0,04	0,02	0,05
Wytrzymałość na ścinanie międzywarstwowe [MPa]	1,06	0,04	0,18		0,02	0,04			0,06	0,02	0,05
Pole powierzchni po uderzeniu młotem spadowym z energią 7J [mm ²]	108,48	-9,74	-21,29	-2,47	3,46	8,41	4,98	-4,79	0,77	0,27	1,62
Odporność na przebicie na młocie spadowym przy uderzeniu z energią 30J [kN/m]	137,90	-0,74	23,98	-2,35		-0,84	2,05		1,39	0,49	1,13

Przeanalizowanie otrzymanych danych statystycznych dotyczących wpływu poszczególnych składników na właściwości wytrzymałościowe kompozytów warstwowych pozwala nam zauważyć, że:

1. Rodzaj zastosowanej tkaniny:

- nieznacznie podwyższa naprężenie podczas trójpunktowego zginania ($b_1 = 0,23$ dla poziomu istotności $b_{istot} = 0,05$);
- poprawia odporność na uderzenia z niską energią 7J ($b_1 = -9,74$ dla poziomu istotności $b_{istot} = 1,62$).

2. Rodzaj zastosowanej pianki:

- ma największy wpływ na wzrost naprężenia w trakcie testu trójpunktowego zginania ($b_2 = 2,74$ dla poziomu istotności $b_{istot} = 0,05$);
- indukuje wzrost wytrzymałości na ścinanie międzywarstwowe ($b_2 = 0,18$ dla poziomu istotności $b_{istot} = 0,05$);
- moduluje rozmiar obszaru podczas oddziaływania z energią 7J ($b_2 = -21,29$ dla poziomu istotności $b_{istot} = 1,62$);
- posiada największą rolę podczas testu odporności na przebicie z energią 30J ($b_2 = 23,98$ dla poziomu istotności $b_{istot} = 1,13$);

3. Implementacja modyfikatora w postaci poliuretanu do lepiszcza międzywarstwowego:

- za sprawą poliuretanu, który nadaje elastyczność kruchej żywicy epoksydowej, redukuje wielkość wgłębienia podczas uderzenia z energią 7 J ($b_3 = -2,47$ dla poziomu istotności $b_{istot} = 1,62$);
- potęguje odporność na przebicie podczas uderzenia z energią 30J ($b_3 = -2,35$ dla poziomu istotności $b_{istot} = 1,13$);

Na podstawie uzyskanych wyników można sformułować wnioski praktyczne, które są przydatne do konstytuowania kompozytów o określonych właściwościach. Wnioski te określają wpływ poszczególnych składników na badane właściwości wytrzymałościowe.

Największy wpływ na właściwości wytrzymałościowe otrzymanych kompozytów ma rodzaj zastosowanego rdzenia. Ten element wpływa na wszystkie analizowane właściwości.

Według danych zawartych w tabeli, rodzaj zastosowanego wzmocnienia ma najmniejszy wpływ na właściwości wytrzymałościowe, co jednak nie neguje jego znaczenia.

Jednym z głównych celów niniejszej pracy było zbadanie wpływu dodatku poliuretanu do lepiszcza międzywarstwowego na właściwości wytrzymałościowe całego kompozytu. Dzięki analizie statystycznej, dokładnie widać poprawę parametrów wytrzymałościowych po zastosowaniu modyfikacji. Zauważono, że warstwa lepiszcza ma kluczowe znaczenie dla wytrzymałości całego kompozytu, a dobra adhezja jest niezbędna do uzyskania satysfakcjonujących parametrów wytrzymałościowych.

WNIOSKI KOŃCOWE

Podstawowym celem niniejszej pracy było przeprowadzenie holistycznej oceny wyselekcjonowanych właściwości mechanicznych innowacyjnego, polimerowego kompozytu warstwowego, który ma potencjał stanowić alternatywę dla materiałów obecnie stosowanych w produkcji elementów bezzałogowych statków powietrznych (BSP).

Prace analityczne i projektowo - eksperymentalne umożliwiły określenie potencjału zwiększenia wytrzymałości mechanicznej materiałów warstwowych poprzez wprowadzenie do okładzin epoksydowych poliuretanu Desmocup 12. Żywica Epidian 5 wraz z modyfikatorem utworzyła układ współprzenikających się sieci polimerowych (grafted-IPN).

Część doświadczalna była realizowana dwuetapowo. W pierwszym etapie przeprowadzono ocenę właściwości wytrzymałościowych i przetwórczych polimerowych kompozytów z układem grafted-IPN w osnowie epoksydowej modyfikowanej poliuretanem. Uzyskane wyniki pozwoliły na wyciągnięcie określonych wniosków:

- Wprowadzenie poliuretanu do żywicy epoksydowej redukuje lepkość we wszystkich badanych kompozytach. Mniejsza lepkość pozwala na łatwiejsze wnikanie cieczy w nierówności powierzchni, co sprzyja powstaniu mocniejszego połączenia. W efekcie, adhezja jest silniejsza, gdy penetracja powierzchni ciała stałego przez ciecz jest większa.
- Dodatek poliuretanu zwiększa udarność i wartość K_c kompozytów epoksydowych, Wysoka odporność udarowa w poszyciu kompozytu warstwowego jest wymagana, ponieważ pierwszym elementem, który pochłania energię uderzenia, jest osnowa kompozytu. Osnowa może wykazywać plastyczność i pochłaniać część energii, dzięki temu cały kompozyt jest odporniejszy na uderzenia udarowe.
- Inkluzja modyfikatora polimerowego do żywicy epoksydowej znacząco zwiększa wartości odporności na trójpunktowe zginanie. W kompozytach warstwowych podczas trójpunktowego zginania, powierzchnie zewnętrzne przenoszą obciążenia spowodowane zginaniem (obciążenie zginające i ściskanie), podczas gdy rdzeń przenosi obciążenie spowodowane ścinaniem. Włókna w kompozycie, zapobiegają rozprzestrzenianiu się pęknięć. Bez dobrej adhezji i bazy w postaci osnowy odporność kompozytu nie odbędzie efektywna.

Drugi etap składał się z wytworzenia i oceny parametrów wytrzymałościowych kompozytu warstwowego.

- Gęstość otrzymanych kompozytów w porównaniu z materiałami obecnie stosowanymi do produkcji elementów BSP jest około 6-7 razy niższa. Jest to informacja kluczowa, ponieważ głównym założeniem w wykorzystywaniu materiałów warstwowych jest ograniczenie masy gotowego wyrobu.
- Badanie udarność metodą Charpy’ego zobrazowało zachowania kompozytu podczas uderzenia. We wszystkich badanych kompozytach nie zarejestrowano katastrofalnych uszkodzeń. Mechanizm uszkodzenia we wszystkich próbkach jest taki sam poprzez wgniecenie próbki w miejscu jej uderzenia. Warto zaznaczyć że zachowały one swoją integralność.
- Przeprowadzone badania wykazały, że rodzaj zastosowanego wzmocnienia wywiera istotny wpływ na prawie wszystkie właściwości wytrzymałościowe określone podczas badań. Wykazano, że gęstość tkaniny przekładkowej wpływa na takie parametry jak udarność, odporność na przebicie, wytrzymałość na zginanie oraz adhezję pomiędzy warstwą wierzchnią a rdzeniem. Tkanina o gramaturze 300 g/m³ i splocie skośnym wykazywała wyższe wartości parametrów wytrzymałościowych niż te same kompozyty z tkaniną o splocie płóciennym i gramaturze 220 g/m³;
- Gęstość rdzenia również wpływa na wytrzymałość kompozytów warstwowych. Zastosowanie rdzenia AIREX R63.140 powoduje zwiększenie wartości udarności, lepszą odporność trójpunktowe zginanie i lepszą adhezję międzywarstwami w porównaniu z kompozytami z rdzeniem z pianki AIREX R63.80;
- Wytrzymałość materiałów przekładkowych w dużej mierze zależy od właściwości laminatu w poszyciu konstrukcyjnym i jego połączenia z rdzeniem kompozytu przekładkowego. Zewnętrzna warstwa odgrywa najważniejszą rolę w pochłanianiu energii podczas uderzenia. Wprowadzenie dodatku poliuretanu do żywicy epoksydowej w kompozytach warstwowych poprawia adhezję poszczególnych warstw, dodatkowo opóźnia inicjację uszkodzenia w głąb próbki dzięki temu zwiększa się wytrzymałość całego kompozytu.
- Zastosowanie profilometru do analizy uszkodzeń po badaniu na młocie spadowym, stanowi unikalne podejście, które dostarczyło wartościowych danych. W wyniku tego badania zaobserwowano, że dodatek poliuretanu spowodował lepsze przesylenie tkaniny aramidowej. Kompozyty warstwowe, których osnowa

była modyfikowana poliuretanem, charakteryzowały się gładszą, pozbawioną defektów warstwą wierzchnią.

Kompozyty warstwowe to złożone struktury, gdzie każdy element ma swoje znaczenie. Odpowiednie zastosowanie modyfikatorów polimerowych i dbałość o jakość adhezji są kluczowe dla osiągnięcia optymalnych właściwości mechanicznych

Wyniki niniejszej pracy wskazują, że najlepsze właściwości wytrzymałościowe (odporność na przebicie, wytrzymałość na trójpunktowe zginanie, udarność Charpy’ego i ścinanie międzywarstwowe) wykazuje kompozyt z 10% zawartością poliuretanu jako modyfikatora żywicy epoksydowej, wzmocniony tkaniną 300g/m³ o splocie skośnym i rdzeniem z pianki AIREX 63.140.

Kompozyty polimerowe wytworzone w ramach tej pracy mają potencjał do zastosowania w wielu obszarach, gdzie lekkość i wytrzymałość są kluczowe. Ich wysoka wytrzymałość właściwa w porównaniu do tradycyjnych materiałów czyni je doskonałym substytutem dla kompozytów obecnie wykorzystywanych. Opracowane i scharakteryzowane w niniejszej pracy polimerowe kompozyty typu sandwich mogłyby służyć, jako materiały do produkcji elementów wyposażenia samolotów, statków i samochodów ze względu na swoją niską masę i wysoką wytrzymałość.

Na podstawie otrzymanych wyników badań wytrzymałościowych można stwierdzić że zaprojektowane kompozyty mogą być wykorzystane do produkcji elementów BSP, a szczególnie do zabezpieczenia elektronicznych, magnetycznych oraz optycznych nośników informacji (radarów, kamer, czujników). Są to materiały dobrze pochłaniające energię, a ze względu na warstwę rdzeniową z pianki PVC są również dobrymi materiałami izolacyjnymi.

W porównaniu z obecnie stosowanymi materiałami do produkcji bezzałogowych statków powietrznych, otrzymane kompozyty charakteryzują się wyższą wytrzymałością właściwą, większą sztywnością i lepszą zdolnością do zginania. Mogą one przyczynić się do tworzenia lżejszych, a co za tym idzie, bardziej efektywnych energetycznie dronów.

W ramach tej rozprawy podjęto próbę zbadania wpływu modyfikacji lepiszcza międzywarstwowego na zmianę właściwości wytrzymałościowych całego kompozytu. Analiza statystyczna potwierdziła, że modyfikacja żywicy epoksydowej prowadzi do znaczących korzyści w zakresie zwiększenia wytrzymałości kompozytu warstwowego. Jest to nowatorskie odkrycie, ponieważ wcześniej tego rodzaju obserwacje nie były odnotowane w literaturze. Niniejsza rozprawa doktorska wnosi istotny wkład w dziedzinę wiedzy dotyczącej kompozytów warstwowych i uzupełnia lukę badawczą dotyczącą wpływu

modyfikacji osnowy na poprawę parametrów wytrzymałościowych kompozytów warstwowych

LITERATURA

1. Boczkowska A. Kapuściński J., Puciłowski K., Wojciechowski S. Kompozyty. Warszawa: Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, 2000.
2. Alkhader M. Iyer S., Shi W., Venkatesh T.A. Low frequency acoustic characteristics of periodic honeycomb cellular cores: The effect of relative density and strain fields. *Composite Structures*. 12 2015, strony 77-84.
3. Boczkowska A. Krzesiński G. Kompozyty i techniki ich wytwarzania. Warszawa : Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, 2016.
4. Bielawski R. Rządkowski W., Augustyn S., Pyrzanowski P. Nowoczesne materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych. wybrane problemy oraz kierunki rozwoju. *Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej*. lipiec-wrzesień 2015, strony 203-216.
5. Walker C.A. Gray T., Nicol A. Evaluation of test regimes for stab-resistant body armour. *Design and application*. October 2004.
6. Argon A.S. Cohen R.E. Toughenability of polymers. *Polymer*. Sierpień 2003, strony 6013-6032.
7. Neveu F. Castanié B., Olivier P. The GAP methodology: A new way to design. *Composite structure*. 2019.
8. Sud-Aviation. Matériaux composites: dans la grande mutation des structures. DCT 1135, 01/04/1986; Brochure Aérospatiale.
9. Jiang L. Xiao S., Yang B., Yang G., Zhu T., Wang M. Bimodulus constitutive relation and mesoscopic model of braided composites. *Composite Structures*. 2021.
10. Qiu Y. Shen W., Yan R., Li X., Ye Z., Li M., Liu K., Qin K. An improved numerical method for calculating mechanical properties of bimodulus sandwich composite structures. *Ocean Engineering*. 2022.
11. W Królikowski. Polimerowe kompozyty konstrukcyjne. Warszawa : PWN, 2012.
12. Krzyżak A. Mazur M., Gajewski M., Drozd K., Komorek A., Przybyłek P. Methods of Manufacturing Affecting Some Mechanical Properties. *Sandwich Structured Composites for Aeronautics*. 2016.
13. Greń K. Szatkowski P., Chłopek J. Characteristics of failure mechanisms and shear strength. *Composites theory and practice*. 2016, strony 255-259.
14. Marsavina L. Linul W., Voiconi T., Sadowski T. A comparison between dynamic and static fracture toughness of polyurethane foams. *Polymer Testing*. 2013, strony 673-680.
15. Yalkin H.E. Icten B. M., Alpildiz T. Enhanced mechanical performance of foam core sandwich composites with through the thickness reinforced core. *Composites*. 2015, strony 383-391.

16. Harizia W. Anjoula J., Acosta Santamaría V., Brian V. Mechanical behavior of carbon-reinforced thermoplastic sandwich composites with several core types during three-point bending tests. *Composite Structures*. 2021.
17. Oliwa R. Haneczowski M., Oleksy M. Kompozyty epoksydowe do zastosowań. *Polimery*. 2015, strony 167-177.
18. Roszowska M. Masiewicz J., Kostrzewa M., Szymańska. Właściwości wytrzymałościowe żywicy epoksydowej zmodyfikowanej termoplastami. *Przetwórstwo Tworzyw*. 2018, strony 45-51.
19. Meenakshi K. Sudhan E. Development of novel TGDDM epoxy nanocomposites for Aerospace and high performance applications- Study of their thermal and electrical behaviour. *Arabian Journal of Chemistry*. 2016, strony 79-85.
20. Pascault J.P. Williams R.J.J. *Epoxy Polymers: New Materials and Innovations*. Lyon: Wiley-VCH, 2010.
21. Batista M.D.R. Drzal L.T. Carbon fiber/epoxy matrix composite interphases modified with cellulose nanocrystals. *Composites Science and Technology*. 2018, strony 274-281.
22. Eskizeybek V. Yar A., Avci, A. CNT-PAN hybrid nanofibrous mat interleaved carbon/epoxy laminates with improved Mode I interlaminar fracture toughness. *Composites Science and Technology*. 2018, strony 30-39.
23. He Y., Chen Q. i Song Y. Micro-crack behavior of carbon fiber reinforced Fe₃O₄/graphene oxide modified epoxy composites for cryogenic application. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2018, strony 12-22.
24. Li M. i inni. Effect of defects on thermal conductivity of graphene/epoxy nanocomposites. *Carbon*. 2018, strony 295-303.
25. Jin F.L. Li X., Park S.J. Synthesis and application of epoxy resins: a review. *Journal of Industrial and Engineering Chemistry*. 2015, strony 1-11.
26. Shao Y. Xu F., Liu W., Zhou M., Li W., Hui D., Qiu, Y. Influence of cryogenic treatment on mechanical and interfacial properties of carbon nanotube fiber/bisphenol-F epoxy composite. *Composites Part B: Engineering*. 2017, strony 195-202.
27. Yang J.P. Chen Z.K., Feng Q.P., Deng Y.H., Liu Y., Ni Q.Q., Fu S.Y. Cryogenic mechanical behaviors of carbon nanotube reinforced composites based on modified epoxy by poly(ethersulfone). *Composites Part B: Engineering*. 2012, strony 22-26.
28. Wu Z.X. Huang R.J., Chu X.X., Huang C.J., Zhang J.J, Li L.F. Cryogenic properties of hollow glass microsphere/epoxy composites. *Advances in Cryogenic Engineering. AIP Conference Proceedings*. 2012, strony 156-163.
29. Awaja F i inni. Cracks, microcracks and fracture in polymer structures: formation, detection, autonomic repair. *Progress in Materials Science*. 2016, strony 536-573.
30. Naebe M. i inni. Crack damage in polymers and composites: a review. *Polymer Reviews*. 2016, strony 31-69.

31. Zaman I. i inni. Epoxy/graphene platelets nanocomposites with two levels of interface strength. *Polymer*. 2011, strony 1603-1611.
32. Liu S.L., Fan X.H. i He C.B. Improving the fracture toughness of epoxy with nanosilica-rubber core-shell nanoparticles. *Composites Science and Technology*. 2016, strony 132-140.
33. Ren X.M. i inni. Critical rubber layer thickness of core-shell particles with a rigid core and a soft shell for toughening of epoxy resins without loss of elastic modulus and stren. *Composites Science and Technology*. 2017, strony 253-260.
34. Abadyan M., Kouchakzadeh M. i Bagheri R. Fracture toughness of a hybrid rubber modified epoxy. II. Effect of loading rate. *Journal of Applied Polymer Science* . 2012, strony 2476-2483.
35. Thomas R. i inni. In-situ cure and cure kinetic analysis of a liquid rubber modified epoxy resin *Industrial Eng. Chem. Res. Industrial & Engineering Chemistry Research*. 2012, strony 12178-12191.
36. Rico M. i inni. Phase separation and morphology development in a thermoplastic-modified toughened epoxy. *European Polymer Journal*. 2012, strony 1660-1673.
37. Roudsari G. Mashouf, Mohanty A.K. i Misra M. Green approaches to engineer tough biobased epoxies: a review. *ACS Sustainable Chemistry & Engineering*. 2017, strony 9528-9541.
38. Auer S.C. Ligon i inni. Toughening of photo-curable polymer networks: a review . *Polymer Chemistry*. 2016, strony 257-286.
39. Kacperski M. Nanokompozyty polimerowe. *Polimery*. 2002, strony 11-12.
40. Łązniewska J. Badania nad modyfikacją żywic epoksydowych monomerami akrylowymi. Gdańsk : Wydawnictwo Politechniki Gdańskiej, 2011.
41. Szlezzyngier W. Tworzywa sztuczne: chemia, technologia wytwarzania, właściwości, przrtworóstwo, zastosowanie. Tom I. Rzeszów : Wydawnictwo Oświatowe FOSZE, 1998.
42. Pawelec Z., Kostrzewa M., Bakar M., Specialized polymer composites intended for the regeneration of machine components. *Problemy Eksploatacji. Maintenance Problems*. 2015, strony 83-93.
43. Anzlovar A. Zigon M., Semi-interpenetrating polymer networks with varying mass ratios of functional urethane and methacrylate prepolymers. *Acta Chim*. 2005, strony 230-237.
44. Ong S. Ismail J. Abu Bakar M. Rahman I.A. Sipaut C.S. Chee C.K., Polyurethane-modified epoxy resin: Solventless preparation and properties. *Journal of Applied Polymer Science*. 2009, strony 3094-3103.
45. Chen C.H. Chen M.H., Synthesis, thermal properties, and morphology of blocked polyurethane/epoxy full-interpenetrating polymer network. *Journal Application Polymers Science*. 2006, strony 323-328.
46. Sreehari H. Gopika V., Jayan J.S., Sethulekshmi A.S., Saritha A., A comprehensive review on bio epoxy based IPN: Synthesis, properties and applications. *Polymer*. 252, 2022.

47. Mahesh K.P.O. Alogar M., Preparation and characterization of chain-extended bismaleimide modified polyurethane- epoxy matrices. . Journal of Applied Polymer Science . 2003.
48. Chen S. Wang Q., Wang T., Pei X., Preparation, damping and thermal properties of potassium titanate whiskers filled castor oil-based polyurethane/epoxy interpenetrating polymer network composites. Materials & Design. 32, 2011.
49. Joshi M. Adak B., Butola B.S. Polyurethane nanocomposite based gas barrier films, membranes and coatings: a review on synthesis, characterization and potential applications. Progress in Materials Science. 2018, strony 230-282.
50. Naderizadeh S., Athanassiou A. i Bayer I.S. Interfacing superhydrophobic silica nanoparticle films with graphene and thermoplastic polyurethane for wear/abrasion resistance . Journal of Colloid and Interface Science . 2018, strony 285-295.
51. Zhang H. i inni. Wear of a polyurethane rubber used in dry gas pipeline as inspection gauges. Journal of Natural Gas Science and Engineering. 2017, strony 40-48.
52. Zhang D.Y. i inni. Tribological properties of Tin-based Babbitt bearing alloy with polyurethane coating under dry and starved lubrication conditions. Tribology International. 2015, strony 22-31.
53. Ashrafizadeh H., Mertiny P. i McDonald A. Evaluation of the effect of temperature on mechanical properties and wear resistance of polyurethane elastomers . Wear. 2016, strony 26-38.
54. Mu B. i inni. Tribological behaviors of polyurethane composites containing self-lubricating microcapsules and reinforced by short carbon fibers. Journal of Applied Polymer Science. 2017, str. 45331.
55. Gavgani J.N., Adelnia H. i Gudarzi M.M. Intumescent flame retardant PU/reduced graphene oxide composites with improved mechanical, thermal, and barrier properties. Journal of Materials Science. 2014, strony 243-254.
56. Reghunadhan A. i inni. Development of nanoscale morphology and role of viscoelastic phase separation on the properties of epoxy/recycled polyurethane blends. . Polymer. 2017, strony 96-106.
57. Clemitson I.R. Castable polyurethane elastomers . London : CRC Press, 2008.
58. Lv G. Zhang N., Huang M., Shen C., Castro J., Tan K., Liu X., Liu C.,. The Remarkably Enhanced Particle Erosion Resistance and Toughness Properties of Glass Fiber/Epoxy Composites Via Thermoplastic Polyurethane Nonwoven Fabric . Polymers Testing. Sierpień 2018, strony 470-477.
59. Reis J. Machado J., Marques E., Carbas R., Silva L.,. Displacement Rate Effect in the Fracture Toughness of Glass Fiber Reinforced Polyurethane. . Journals Composite Materials . 2020, strony 3047-3054.
60. Wu T. Liu Y., Li N., Huang G-H, Qu C-B, Xiao H-M.,. Cryogenic Mechanical Properties of Epoxy Resin Toughened by Hydroxyl-Terminated Polyurethane. Polymers Testing . 2019, strony 45-56.

61. Jia L. Qi P., Shi K., Liu X., Ma W., Lin S., Zhang F., Jia X., Cai Q., Yang X., High Performance Epoxy-Based Composites for Cryogenic Use: A Approach Based on Synergetic Strengthening Effects of Epoxy Grafted Polyurethane and MWCNTs-NH₂ . Composites Science Technology. 2019.
62. Yu M. Qi S., Fu J., Yang P., Zhu M.,. Preparation and Characterization of a Novel Magnetorheological Elastomer Based on Polyurethane/Epoxy Resin IPNs Matrix Smart . Materials Structure. 2015.
63. Yi X-S. Du S., Zhang L.,. Composite Materials Engineering Volume II. Singapore : Springer, 2018.
64. Jin H. Zhang Y., Wang C., Sun Y., Yuan Z., Pan Y., Xie H., Cheng R.,. Thermal, Mechanical, and Morphological Properties of Soybean Oil-Based Polyurethane/Epoxy Resin Interpenetrating Polymer Networks (IPNs). Thermal Analysis and Calorimetry. 2014, strony 773-781.
65. Yu P. Li G., Zhang L., Zhao F., Chen S., Dmitriev A.I., Zhang G.,. Regulating Microstructures of Interpenetrating Polyurethane-Epoxy Networks Towards High-Performance Water-Lubricated Bearing Materials . Tribology. 2019, strony 454-464.
66. Oczóś K. Kompozyty włókniste –właściwości, zastosowanie, obróbka ubytkowa. Mechanik. Lipiec 2007, strony 579-592.
67. Luck A. Höchste Stabilität durch Langa faserverstärkung. Lange Fasern – kurze Zeiten. . Industrie-Anzeiger. 2007, strony 34-35.
68. Ochelski S. Metody doświadczalne mechaniki kompozytów konstrukcyjnych. Warszawa : WNT, 2018.
69. German J. podstawy mechaniki kompozytów włóknistych: skrypt dla studentów wyższych szkół technicznych. . Kraków : Politechnika Krakowska , 1996.
70. [Online] [Zacytowano: 06 05 2022.] <https://www.differencebetween.com/difference-between-aramid-and-carbon-fiber/>.
71. Przybyłek P. Komorek A.,. Procedury badawcze do określenia właściwości wytrzymałościowych kompozytu warstwowego o zróżnicowanym materiale na wzmocnienie . Logistyka . 2011.
72. [Online] [Zacytowano: 06 05 2022.] <https://materialyinzynierskie.pl/wytrzymały-kevlar-włókna-aramidowe/>.
73. [Online] 06 05 2022. <https://www.christinedemerchant.com/carbon-kevlar-glass-comparison.html>.
74. Moure M.M. Rubio I., Aranda-Ruiz J., Loya J.A., Rodriguez-Milan M.,. Analysis of impact energy absorption by lightweight aramid structures. Composite structures. 2018.
75. Reis P.N.B. Ferreira J.A.M., Santos P., Richardson M.O.W., Santos J.B.,. Impact response of Kevlar composites with filled epoxy matrix. Compos Structures. 2012.
76. Hoff N.J. Mautner S.E.,. Sandwich construction. Aeronautical engineering. 1944, strony 1-7.

77. Castanie B. Bouvet C., Ginot M., Review of composite sandwich structure in aeronautic applications. Composites. 2020.
78. Cao J. Cai K., Wang Q., Shi J., Damage behavior of a bonded sandwich beam with corrugated core under 3-point bending. Mater Des. Kwiecień 2016, strony 165-172.
79. Zhang Y. Liu T., Tizani W., Experimental and numerical analysis of dynamic compressive response of Nomex honeycombs. Composites Part B: Engineering. Wrzesień 2018, strony 27-39.
80. Gdoutos E. Daniel I., Failure mechanisms of composite sandwich structures . Gruppo Italiano Frattura. 2009.
81. Ochelki S. Niezgoda T., Kompozytowe konstrukcje pochłaniające uderzenia. Przegląd mechaniczny. Tom I. 2007.
82. Campbell F. C. Structural composite materials . Ohio : ASM International , 2010.
83. DIAB. [Online] [Zacytowano: 11 05 2022.] <https://doczz.net/doc/4222425/diab-guide-to-core-and-sandwich>.
84. Campbell F.C. Manufacturing Technology for aerospace structural materials . Elsevier . 2006.
85. Jungert A. Damage detection in wind turbine blades using two different acoustic techniques. Journal of nondestructive testing . 2008.
86. Mouritz A.P. Gibson A.G., Fire properties of polymer composite materials . Springer . 2006.
87. Kassapoglou C. Design and Analysis of Composite Structures (with application to aerospace structures). Chichester : Wiley, 2010.
88. Carlsson L.A. Kardomateas G.A., Structural and Failure Mechanics of Sandwich Composites . Dordrecht : Springer, 2011.
89. Krzyżak A. Mazur M., Gajewski M., Drozd K., Komporek A., Przybyłek P., Sandwich structured composites for aeronautics: methods of manufacturing affecting some mechanical properties . Hindawi . 2016.
90. Rojek M. Metodologia badań diagnostycznych warstwowych materiałów kompozytowych o osnowie polimerowej . Gliwice : brak nazwiska, 2011.
91. Prace Instytutu Lotnictwa. Kaczorowska E. Warszawa : brak nazwiska, 2016. Dobór procesu kondycjonowania próbek zgodnie z wymaganiami kwalifikacji kompozytów polimerowych do zastosowań w konstrukcjach lotniczych.
92. Bielawski R. Rządkowski W., Augustyn S., Pyrzanowski P., Nowoczesne materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych – wybrane problemy oraz kierunki rozwoju. Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej , Mechanika . 2015, strony 203-216.
93. Oczóś K. Kompozyty włókniste – właściwości, zastosowanie, obróbka ubytkowa. Mechanik . 2008, strony 579-592.

94. Isaac C.W. Ezekwem C.,. A review of the crashworthiness performance of energy absorbing composite structure within the context of materials, manufacturing and maintenance for sustainability . Composite Structures . 2021.
95. Alkhatib S.E. Tarlochan F., Eyvazian A.,. Collapse behavior of thin-walled corrugated tapered tubes . Engineering Structures. 2017.
96. Lukaszewicz J.A. Automotive Composite Structures for Crashworthiness. Advanced Composite Materials for Automotive Applications: Structural Integrity and Crashworthiness. 2013.
97. Salehghaffari F. Tajdari M., Panahi M., Mokhtarnezhad F.,. Attempts to improve energy absorption characteristics of circular metal tubes subjected to axial loading . Thin Walled Structures. 2010.
98. Isaac C.W. Oluwole O.,. Energy absorption improvement of circular tubes with externally press-fitted ring around tube surface subjected under axial and oblique impact loading . Thin Walled Structure. 2016.
99. Ma W. Xie S., Li Z.,. Mechanical performance of bio-inspired corrugated tubes with varying vertex configurations . International Journal of Mechanical Science. 2020.
100. Isaac C.W. Crushing response of circular thin-walled tube with non-propagating crack subjected to dynamic oblique impact loading . International Journal of Mechanical Sciences . 2020.
101. Yan J. YaoS., XuP., PengY., Shao H., Zhao S.,. Theoretical prediction and numerical studies of expanding circular tubes as energy absorbers. International Journal of Mechanical Sciences. 2016.
102. Isaac C.W. Oluwole O.,. Structural response and performance of hexagonal thin-walled grooved tubes under dynamic impact loading conditions . Engineering Structures. 2018.
103. Zheng G. Pang T., Sun G., Wu S., Li Q.,. Theoretical, numerical, and experimental study on laterally variable thickness (LVT) multi-cell tubes for crashworthiness . International Journal of Mechanical Sciences. 2016.
104. Isaac C.W. Oluwole O.,. Finite element comparative analysis of the crushing behaviour of square steel tubes . International Journal of Mechanical Sciences . 2015.
105. Numerical modelling of the effect of non-propagating crack in circular thin-walled tubes under dynamic axial crushing. Thin Walled Structures. 2017.
106. Isaac C.W. Pawelczyk M., Wrona S.,. Comparative study of sound transmission losses of sandwich composite double panel walls . Applied Sciences. 2020.
107. D. Hull. A unified approach to progressive crushing of fibre-reinforced composite tubes. . Composites Science and Technology. 1991.
108. Kim J-S. Yoon H-J., Shin K-B.,. A study on crushing behaviors of composite circular tubes with different reinforcing fibers. International Journal of Impact Engineering . 2011.
109. Koniuszewska A. Naplocha K., Kaczmar J.,. Zastosowanie lekkich elementów z kompozytów polimerowych i metalowych w budowie środków transportu. . Technika . 2015.

110. Shin K.B. Lee S.J., Cho S.H., An experimental study of low-velocity impact responses of sandwich panels for Korean low floor bus. *Composite Structures*. 2008.
111. Shin K.B. Lee Y., Ryu B.J., Lee S.J., A study on flexural behaviors of sandwich composites with facesheets of unequal thickness . *Journal of the Korean Society for Railway*. 2007.
112. Mieloszczyk M. Majewska K., Ostachowicz W., Application of embedded fibre Bragg grating sensors for structural health monitoring of complex composite structures for marine applications . *Marine Structures* . 2021.
113. Wanchoo P. Matos H., Rousseau C. E., Shukla A., Investigations on air and underwater blast mitigation in polymeric composite structures – A review . *Composite Structures*. 2021 .
114. Qian J. Li N., Shi W.Q., The application and development of composites for foreign naval warships' superstructure. *Ship. Sci. Technol*. 2015.
115. Siwowski T. Kulpa M., Rajchel M., Poneta P., Design, manufacturing and structural testing of all-composite FRP bridge girder. *Composite Structures*. 2018.
116. Balıkoğlu F. Demircioğlu T.K., Flexural behaviour of the composite sandwich beams with grid-scored foam: Experimental and theoretical approach . *Thin-Walled Structures*. 2022.
117. Pemberton R. Summerscales J., Graham-Jones J., *Marine Composites: Design and Performance* . Woodhead Publishing. 2018.
118. Hayman B. Echtermeyer A.T., Reduction of strength of GFRP sandwich panels in naval ships by face sheet holes, cracks and impact damage. *Journal of Sandwich Structures & Materials*. 2019.
119. Najafi M. Eslami-Farsani R., Design and characterization of a multilayered hybrid cored-sandwich panel stiffened by thin-walled lattice structure. *Thin Walled Structures*. 2021.
120. Blanchard J. Sobey A., *Sustainable Sandwich Panels for Use in Ship Superstructures. Practical Design of Ships and Other Floating Structures*. 2019.
121. Dehghanian A. Khedmati M.R., Ghassemi H., Practical approaches of inducing controlled simulated resin starvation areas into vacuum infusion processed sandwich composites used for characterisation of the surface defects and their outcomes . *Latin American Journal of Solids and Structures*. 2017.
122. Qin K. Yan R.J., Cui M.G., Zeng H.Y., Failure mode shift of sandwich composite L-Joint for ship structures under tension load . *Ocean Engineering*. 2020.
123. Shen W. Yan R.J., Luo B.L., Zhu Y.F., Zeng H.Y., Ultimate strength analysis of composite typical joints for ship structures . *Composite Structures*. 2017.
124. Zeng H.Y. Yan R.J., Xu L., Failure prediction of composite sandwich L-joint under bending. *Composite Structures*. 2018.
125. Soutis C. Carbon fiber reinforced plastics in aircraft construction. *Mater. Sci. Eng. A* . 2005.

126. Yang Y. Boom R., Irion B., Van Heerden D.J., Kuiper P., de Wit H., Recycling of composite materials. *Chem. Eng. Process. Process Intensif.* . 2012, 53-68.
127. [Online] [Zacytowano: 09 05 2022.] https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_06/article_04_2.html.
128. Kausar A. Role of Thermosetting Polymer in Structural Composite. *American Journal of Polymer Science & Engineering*. 2017.
129. Hamerton I. Mooring L.,. The use of thermosets in aerospace applications. *Thermosets Struct. Prop. Appl.* . 2012, 189-227.
130. Ramon E. Sguazzo C., Moreira P.,. A Review of Recent Research on Bio-Based Epoxy Systems for Engineering Applications and Potentialities in the Aviation Sector. *Aerospace*. 2018, 5.
131. Degenhardt R. Castro S.G.P., Arbelo M.A., Zimmerman R., Khakimova R., Kling A.,. Future structural stability design for composite space and airframe structures . *Thin-Walled Struct.* 2014.
132. Datta A. Augustin M.J., Kotresh M. Gaddikeri, Viswamurthy S.R., Gupta N., Sundaram R.,. Damage detection in composite aircraft wing-like test-box using distrybuted fiber optic sensors. *Optical Fiber Technology*. 2021.
133. Guedra-Degeorges D. Thevenet P., Maison S.,. Damage Tolerance of Aeronautical Sandwich Structures. *Mechanics of Sandwich Structures*. 1998, strony 29-36.
134. —. Damage Tolerance of Aeronautical Sandwich Structures. *Mechanics of Sandwich Structures*. 1998, strony 29-36.
135. Tomblin J. Lacy T., Smith B., Hooper B., Vizzini A., Lee S.,. Review of damage tolerance for composite sandwich airframe structures. brak miejsca : *FAA Report DOT/FAA/AR-99/49*, 1999.
136. Zhang J. Qin Q., Han X., Ai W.,. The initial plastic failure of fully clamped geometrical asymmetric metal foam core sandwich beams. *Composites*. 2016, strony 233-244.
137. Commission European. *Reducing CO2 emissions from passenger cars*. 2014.
138. —. *Reducing emissions from aviation*. 2014.
139. Chu S. Majumdar A.,. Opportunities and challenges for a sustainable energy future. *Nature*. 2012, strony 239-303.
140. Hagnell M.K. Kumaraswamy S., Nyman T., Akermo M.,. From aviation to automotive - a study on material selection and its implication on cost and weight efficient structural composite and sandwich designs. *Heliyon*. 2020.
141. Hagnell M.K. Akermo M.,. Cost efficiency, integration and assembly of a generic composite aeronautical wing box . *Composite Structures*. 2016, strony 1014-1023.
142. A composite cost model for the aeronautical industry: methodology and case study. *Composites, Part B, Engineering*. 2015, strony 254-261.

143. B.N. Bhat. *Aerospace Materials and Applications*. Reston : American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018.
144. Blakey-Milner B. Gradl P., Snedden G., Brooks M., Pitot J., Leary M., Berto F., du Plessis A.,. *Metal additive manufacturing in aerospace a review* . *Materials and Design* . 2021.
145. Whitehead K. Hugenholtz C.H.,. *Remote sensing of the environment with small unmanned aircraft systems (UASs), part 1: A review of progress and challenges*. *Unmanned Vehicle System*. 2014.
146. Rodríguez A. Negro J.J., Mulero M., Rodríguez C., Hernández-Pliego J., Bustamante J.,. *The Eye in the Sky: Combined Use of Unmanned Aerial Systems and GPS Data Loggers for Ecological Research and Conservation of Small Birds*. *PLoS One*. 2012.
147. Linchant J. Lisein J., Semeki J., Lejeune P., Vermeulen C.,. *Are unmanned aircraft systems (UASs) the future of wildlife monitoring? A review of accomplishments and challenges*. *Mammal Review*. 2015.
148. Christie K.S. Gilbert S.L., Brown C.L., Hatfield M., Hanson L.,. *Unmanned aircraft systems in wildlife research: Current and future applications of a transformative technology*. . *Frontiers in Ecology and the Environment* 2016,. 2016.
149. Mulero-Pázmány M. Stolper R., Van Essen L.D., Negro J.J., Sassen T.,. *Remotely piloted aircraft systems as a rhinoceros anti-poaching tool in Africa*. *PLoS One*. 2014.
150. Chabot D. Bird D.M.,. *Wildlife research and management methods in the 21st century: Where do unmanned aircraft fit in?* . *Unmanned Vehicle Systems*. 2015.
151. Schofield G. Katselidis K.A., Lilley M.K.S., Reina R.D., Hays G.C.,. *Detecting elusive aspects of wildlife ecology using drones: new insights on the mating dynamics and operational sex ratios of sea turtles*. *Functional Ecology*. 2017.
152. Koh L.P. Wich S.A.,. *Dawn of drone ecology: low-cost autonomous aerial vehicles for conservation*. . *Tropical Conservation Science*. 2012.
153. López J.J. Mulero-Pázmány M.,. *Drones for Conservation in Protected Areas: Present and Future*. *Drones* 2019,. 2019.
154. [Online] [Zacytowano: 05 09 2022.] <https://megadron.pl/pl/products/dron-dji-mini-2-mavic-mini-2-25115.html>.
155. [Online] [Zacytowano: 05 09 2022.] https://uzbrojenie.fandom.com/pl/wiki/WB_FlyEye.
156. Näsi R. Honkavaara E., Lyytikäinen-Saarenmaa P., Blomqvist M., Litkey P., Hakala T., Viljanen N., Kantola T., Tanhuanpää T., Holopainen M.,. *Using UAV-based photogrammetry and hyperspectral imaging for mapping bark beetle damage at tree-level*. *Remote Sensing*. 2015.
157. Wang D. Xin X., Shao Q., Brolly M., Zhu Z., Chen J.,. *Modeling aboveground biomass in Hulunber grassland ecosystem by using unmanned aerial vehicle discrete lidar*. . *Sensors*. 2017.

158. Villa T. Gonzalez F., Miljevic B., Ristovski Z., Morawska L.,. An overview of small unmanned aerial vehicles for air quality measurements: Present applications and future prospectives. *Sensors* . 2016.
159. Pádua L. Vanko J., Hruška J., Adão T., Sousa J.J., Peres E., Morais R.,. UAS, sensors, and data processing in agroforestry: a review towards practical applications. . *Remote Sensing*. 2017.
160. [Online] [Zacytowano: 02 09 2022.] <https://www.scaleflyt.com/news/what-are-vlos-vlos-and-bvlos-why-do-they-affect-drone-operations>.
161. Pieterkosky S. Ziegwied A., Cavanagh C., Thompson L.,. BIV meets ASV: bio-inspired fish drones and autonomous surface vehicles for coral reef monitoring. . *Ocean*. 2017.
162. Rao B. Gopi A.G., Maione R.,. The societal impact of commercial drones. . *Technology in Society*. 2016.
163. Palomba G. Crupi V., Epasto G.,. Additively manufactured lightweight monitoring drones: Design and experimental investigation. . *Polymer*. 2022.
164. Ferro C. Grassi R., Seclì C., Maggiore P.,. Additive manufacturing offers new opportunities in UAV research. . *Procedia CIRP*. 2016.
165. Suchat S. Lanna A., Chotikhun A., Hiziroglu A.,. Some Properties of Composite Drone Blades Made from Nanosilica Added Epoxidized Natural Rubber. *Polymers*. 2020.
166. Komorek A. Przybyłek P., Szczepaniak R., Godzimirski J., Rośkowicz M., Imiowski S.,. The Influence of Low-Energy Impact Loads on the Properties of the Sandwich Composite with a Foam Core. *Polymers* . 2022.
167. ElFaham M.M. Mostafa A.M., Nasrd G.M.,. Unmanned aerial vehicle (UAV) manufacturing materials: Synthesis, spectroscopic characterization and dynamic mechanical analysis (DMA). *Journal of Molecular Structure*. 2020.
168. Suchat S. Lanna A., Chotikhun A., Hiziroglu S.,. Some properties of composite drone blades made from nanosilica added epoxidized natural rubber. *Polymers* . 2020.
169. Decker C. Chiambaretto P.,. Economic policy choices and trade-offs for Unmanned aircraft systems Traffic Management (UTM): Insights from Europe and the United States. *Transportation Research Part A: Policy and Practice*. 2022.
170. Tracy L.L. Myers P., Truong D.,. Small Unmanned Aircraft Operator Perceived Risk Factors in the VMUTES model. *Journal of Air Transport Management*. 2022.
171. Kulkarni S.G. Gao X.L., Horner S.E., Zheng J.Q., David N.V.,. Ballistic helmets - Their design, materials, and performance against traumatic brain injury. *Composite Structures*. 2013.
172. Vieille B. Casado V.M., Bouvet C.,. About the impact behavior of woven-ply carbon fiber-reinforced thermoplastic- and thermosetting-composites: A comparative study . *composite Structures*. 2013.

173. Mudzi P. Wu R, Firouzi D., Ching C.Y., Farncombe T.H., Selvaganapathy P.R.. Use of patterned thermoplastic hot film to create flexible ballastic composite laminates from UHMWPE fabric. *Materials and Design*. 2022.
174. Hebert M. Rousseau C.E., Shukla A., Shock loading and drop weight impact response of glass reinforced polymer composites . *Composite Structures*. 2008.
175. Bandaru A.K. Chavan V.V., Ahmad S., Alagirusamy R., Bhatnagar N., Ballistic impact response of Kevlar® reinforced thermoplastic composite armors. *International Journal of Impact Engineering*. 2016.
176. Batra R.C. Hassan N.M., Blast resistance of unidirectional fiber reinforced composites . *Composites Part B*. 2008.
177. Sapozhnikov S.B. Kudryavtsev O.A., Zhikharev M.V., Fragment ballistic performance of homogenous and hybrid thermoplastic composites. *International Journal of Impact Engineering*. 2015.
178. Tabiei A. Nilakantan G., Ballistic impact of dry woven fabric composites: a review. *Applied Mechanics Reviews*. 2008.
179. Yang C.C. Ngo T., Tran P., Influences of weaving architectures on the impact resistance of multi-layer fabrics. *Materials & Design*. 2015.
180. Chu C.K. Chen Y.L., Ballistic-proof effects of various woven constructions . *Fibres & Textiles in Eastern Europe*. 2010.
181. Zhou Y. Chen X. A numerical investigation into the influence of fabric construction on ballistic performance. *Composites Part B: Engineering*. 2015.
182. Mouritz A.P. Underwater explosive blast response of fiberglass laminates . *Explosion Blast Response of Composites*. 2017.
183. Franz T. Nurick G.N., Perry M.J., Experimental investigation into the response of chopped-strand mat glassfibre laminates to blast loading. *International Journal of Impact Engineering*. 2002.
184. Mouritz A.P. Advances in understanding the response of fibre-based polymer composites to shock waves and explosive blasts . *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2019.
185. Hebert M. Rousseau C.-E., Shukla A., Shock loading and drop weight impact response of glass reinforced polymer composites . *Composite Structures*. 2008.
186. Koohbor B. Kidane A., Design optimization of continuously and discretely graded foam materials for efficient energy absorption. *Materials & Design*. 2016.
187. Qi C. Yang S., Yang L.-J., Wei Z.-Y., Lu Z.-H., Blast resistance and multi-objective optimization of aluminum foam-cored sandwich panels . *Composite Structures*. 2013.
188. Huo X. Liu H., Luo Q., Sun G., Li Q., On low-velocity impact response of foam-core sandwich panels. *International Journal of Mechanical Sciences*. 2020.

189. Qin Q. Chen S., Yang Y., Ye Y., Xiang C., Wang T.J., Zhang J.,. Low-velocity impact of multilayer sandwich beams with metal foam cores: Analytical, experimental, and numerical investigations. *Journal of Sandwich Structures & Materials*. 2018.
190. Liu K. Ye Y., Qin Q., Zhang J.,. Low-velocity impact of rectangular multilayer sandwich plate. *Thin-Walled Structures*. 2019.
191. Liu X.R. Tian X.G., Lu T.J., Liang B.,. Sandwich plates with functionally graded metallic foam cores subjected to air blast loading . *International Journal of Mechanical Sciences*. 2014.
192. Liang S. Zhai Y., Li Y.,. Free vibration analysis of five-layered composite sandwich plates with two-layered viscoelastic cores . *Composite Structures*. 2018.
193. Selvaraj R. Subramani M., More G., Ramamoorthy M.,. Dynamic responses of laminated composite sandwich beam with double-viscoelastic core layers. *Mater Today Proc*. 2021.
194. Selvaraj R. Maneengam A., Sathiyamoorthy M.,. Characterization of mechanical and dynamic properties of natural fiber reinforced laminated composite multiple-core sandwich plates. *Composite Structures* . 2022.
195. Zhou R. Wang M., Qin Q., Ye Y., Wang T.J., Zhang J.,. Dynamic response of double-layer rectangular sandwich plates with metal foam cores subjected to blast loading . *International Journal of Impact Engineering*. 2018.
196. Chen C. Wang P., Legrand X.,. Article Effect of Core Architecture on Charpy Impact and Compression Properties of Tufted Sandwich Structural Composites . *Polymers* . 2021.
197. Brunner A.J. Alderliesten R., Pascoe J.,. In-Service Delaminations in FRP Structures under Operational Loading Conditions: Are Current Fracture Testing and Analysis on Coupons Sufficient for Capturing the Essential Effects for Reliable Predictions? *Materials* . 16, 2023, 1.
198. 2001 PN-EN ISO 14125:.
199. 393-00 ASTM C.
200. Borsellino C. Calabrese L., Valenza A.,. Experimental and numerical evaluation of sandwich composite structures. *Composite Science and Technology*. 2004.
201. Allen H.G. *Analysis and Design of Structural Sandwich Panels*. Pergamon Press. 1969.
202. Zenkert D. *An introduction to Sandwich Construction*. London : Chameleon, 1995.
203. Daniel I.M. Gdoutos E.E., Wang K.A., Abbot J.L.,. Failure modes of composite sandwich beams. . *International Journal on Hydropower and Dams*. 2002.
204. Gdoutos E.E. Daniel I.M., Wang K.A.,. Indentation failure in composite sandwich structures. *Experimental Mechanics*. 2002.
205. —. Compression facing wrinkling of composite sandwich structures. *Mechanics of Materials*. 2003.

206. Steeves C.A. Fleck N.A., Collapse mechanisms of sandwich beams with composite faces and a foam core, loaded in three-point bending. Part I: Analytical models and minimum weight design. *International Journal of Mechanical Sciences*. 2004.
207. Collapse mechanisms of sandwich beams with composite faces and a foam core, loaded in three-point bending. Part II: Experimental investigation and numerical modeling. *International Journal of Mechanical Sciences*. 2004.
208. Caglayan C. Gurkan I., Gungor S., Cebeci H. The effect of CNT-reinforced polyurethane foam cores to flexural properties of sandwich composites. *Composites*. 2018, strony 187-195.
209. Linul E. Marsavina L., Assesment of sandwich beams with rigid polyurethane foam core using failure-mode maps. *The Publishing House Of The Romanian Academy*. 2015.
210. Pareta A.S. Gupta R., Panda S.K., Experimental investigation on fly ash particulate reinforcement for property enhancement of PU foam core FRP sandwich composites. *Composites Science and Technology* . 2020 .
211. Ding A. Wang J., Ni A., Li S. Ageing of sandwich composites with E-glass fibre/vinylester skins and PVC foam core in synergistic environmental agents. *Composite Structures*. 2018, strony 253-260.
212. Langdon G.S. Klemperer C., Rowland B.K., Nurick G.N. The response of sandwich structures with composite face sheets and polymer foam cores to air-blast loading: Preliminary experiments. *Engineering Structures*. 2012, strony 104-112.
213. Mostafa A. Shankar K., Morozov E.V. Insight into the shear behaviour of composite sandwich panels with foam core . *Materials & Design*. 2013.
214. Bezazi A. El Mahi A., Berthelot J.-M., Bezzazie B., Experimental analysis of behavior and damage of sandwich composite materials in three-point bending. Part 2. Fatigue test results and damage mechanisms. *Strength of Materials*. 2009.
215. Wróbel G. Wierzbicki Ł., Siódmok Ł., Nowakowski K., Wytrzymałość na ścinanie międzywarstwowe kompozytów przekładkowych. . *Przetwórstwo tworzyw* . 2015.
216. Manujesh B.J. Prajna M.J., Damage detection and classification for sandwich composites using machine learning. *Materials Today: Proceedings*. 2022.
217. Allen H.G. *Analysis and Design of Structural Sandwich Panels*. Elsevier. 1969, strony 156-189.
218. Ginot M. D'Ottavio M., Polit O., Bouvet C., Castanié B., Benchmark of wrinkling formulae and methods for pre sizing of aircraft lightweight sandwich structures. *Composites Structures*. 2021.
219. Hazizan M.A. Cantwell W.J., The low velocity impact response of foam-based sandwich structures . *Composites Part B: Engineering*. 2002.
220. Schubel P.M. Luo J.J., Daniel I.M., Low velocity impact behavior of composite sandwich panels . *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2005.
221. —. Impact and post impact behavior of composite sandwich panels . *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2007.

222. Arteiro A. Reis A.L.M.A., Nóvoa P.J.R.O., Silva L.F.M., Zupan M., Marques A.T., Low velocity impact and flexural performance of sandwich structures with cork and polymer foam cores. *Ciência & Tecnologia dos Materiais*. 2013.
223. Naik N. Shrirao P., Reddy B., Ballistic impact behaviour of woven fabric composites: Formulation. *International Journal of Impact Engineering*. 2006.
224. Amith Kumar S.J. Ajith Kumar S.J., Low-velocity impact damage and energy absorption characteristics of stiffened syntactic foam core sandwich composites. *Construction and Building Materials*. 2020.
225. Li G. Jones N., Development of rubberized syntactic foam. *Composites Part A*. 2007.
226. Li G. Muthyala V.D., A cement based syntactic foam . *Materials Science and Engineering*. 2008.
227. Impact characterization of sandwich structures with an integrated orthogrid stiffened syntactic foam core. *Composites Science and Technology*. 2008.
228. Lotnicze materiały konstrukcyjne. . Godzimirski J. brak miejsca : Wojskowa Akademia Techniczna , 2008.
229. Zniker H. Ouaki B., Bouzakraoui S., EbnTouhami M., Mezouara H., Energy absorption and damage characterization of GFRP laminated and PVC-foam sandwich composites under repeated impacts with reduced energies and quasi-static indentation. *Case Studies in Construction Materials*. 2022.
230. Sadighi M. Yarmohammad Tooski M., Alderliesten R.C., An experimental study on the low velocity impact resistance of fibre metal laminates under successive impacts with reduced energies. M. Sadighi, M. Yarmohammad Tooski, R.C. Alderliesten An experimental study on the low velocity impact resistance *Aerosp. Sci. Technol*. 2017.
231. Ptak M. Kaczynski P., Fernandes F.A.O., Alves de Sousa R.J. Assessing impact velocity and temperature effects on crashworthiness properties of cork material . *International Journal of Impact Engineering*. 2017.
232. Kaczynski P. Ptak M., Wilhelm J., Fernandes F.A.O., De Sousa R.J.A., High-energy impact testing of agglomerated cork at extremely low and high temperatures. *International Journal of Impact Engineering*. 2019.
233. Zeng H.B. Pattofatto S., Zhao H., Girard Y., Fascio V., Perforation of sandwich plates with graded hollow sphere cores under impact loading . *International Journal of Impact Engineering*. 2010.
234. Wang J. Waas A.M. ,. Experimental and numerical study on the low-speed impact behavior of foam-core sandwich panels. *Composite Structures*. 2013.
235. Baral N. Cartie D.D.R., Partridge I.K., Baley C., Davies P., Improved impact performance of marine sandwich panels using through-thickness reinforcement: experimental results. *Compos*. 2010.

236. Redmann A. Montoya-Ospina M.C., Karl R., Rudolph N., Osswald T.A., High-force dynamic mechanical analysis of composite sandwich panels for aerospace structures . Composites Part C. 2021, 5.
237. He Y., Zhang X., Long S., Yao X., He L., Dynamic mechanical behavior of foam-core composite sandwich structures subjected to low-velocity impact . Archive of Applied Mechanics. 2016.
238. Suvorov A. P. Dvorak G. J., Enhancement of low velocity impact damage resistance of sandwich plates. International Journal of Solids and Structures. 2005.
239. Schubel P.M. Luo J.J., Daniel I.M., Low velocity impact behavior of composite sandwich panels. Composite part A. 2005.
240. Bai R. Guo J., Lei Z., Liu D., Ma Y., Yan C., Compression after impact behavior of composite foam-core sandwich panels. Composite Structures . 2019.
241. Davies G.A.O. Hitchings D., Besant t., Clarke A., Morgan C., Compression after impact behavior of composite foam-core sandwich panels. Composite Structures . 2004.
242. Zhang G. Q. Wang B., Ma L., Xiong J., Yang J.S., Wu L.Z., The residual compressive strength of impact-damaged sandwich structures with pyramidal truss cores. . Composite Structures. 2013.
243. Cha Y-J. Choi W., Büyüköztürk O., Deep learning-based crack damage detection using convolutional neural networks. Computer-Aided Civil and Infrastructure Engineering. 2017.
244. Pashmforoush F. Khamedi R., Fotouhi M., Hajikhani M., Ahmadi M., Damage classification of sandwich composites using acoustic emission technique and k-means genetic algorithm. Journal of Nondestructive Evaluation. 2014.
245. [Online] [Zacytowano: 24 08 2022.] https://sklep.delta.poznan.pl/stopnie-wytrzymalosci-mechanicznej-ik_11_aid814.html.
246. [Online] [Zacytowano: 24 08 2022.] <https://www.myphone.pl/odpornosc-na-upadki-i-zgniecenia-parametr-ik/>.
247. [Online] [Zacytowano: 24 08 2022.] <https://www.interelectronix.com/pl/en-62262-ik-klasa-odpornosci-na-uderzenia.html>.
248. 62262:2003 PN-EN.
249. Karny M. Połączenia klejone w strukturach kompozytowych-metodyka badań. Prace Instytutu Lotnictwa. 2016.
250. Skoczylas J. Samborski S., Kłonica M., Experimental Study on Static and Dynamic Fracture Toughness of Cured Epoxy Resins . Advances in Science and Technology Research Journal. 2019, strony 122-127.
251. Jin F. Li X., Park S., Synthesis and application of epoxy resins: A review. Journal of Industrial and Engineering Chemistry. 2015, strony 1-11.

252. Sawicz-Kryniger K., Niezgoda P., Stalmach P., Starzak K., Wysocka A., Świergosz T., Popielarz R., Performance of FPT, FTIR and DSC methods in cure monitoring of epoxy resin . *European Polymer Journal* . 2022.
253. Wu Z., Zhuo Q., Sun T., Wang Z., Mechanical properties of epoxy resins reinforced with synthetic boehmite (AlOOH) nanosheets . *Journal of Applied Polymer Science*. 2015.
254. Tian Y., Wang Q., Shen L., Cui Z., Kou L., Cheng J., Zhang J.,. A renewable resveratrol-based epoxy resin with high T_g, excellent mechanical properties and low flammability . *Chemical Engineering Journal*. 2020.
255. Ai Y.F., Xia L., Pang F.Q., Xu Y.L., Zhao H.B., Jian R.K., Mechanically strong and flame-retardant epoxy resins with anti-corrosion performance. *Composites Part B: Engineering*. 2020.
256. Hanaoka T., Arao Y., Kayaki Y., Kuwata S., Kubouchi M.,. Analysis of nitric acid decomposition of epoxy resin network structures for chemical recycling . *Polymer Degradation and Stability*. 2021.
257. Zhang H., Mao J., Cai M., Li, Q., Li W., Huang C., Yuan C., Xu Y., Zeng B., Dai L.,. Design of h-BN@boronate polymer core-shell nanoplates to simultaneously enhance the flame retardancy and mechanical properties of epoxy resin through the interfacial regulation. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* . 2020.
258. Lambeth R.H., Rizvi A. ., Mechanical and adhesive properties of hybrid epoxy-polyhydroxyurethane network polymers . *Polymer* . 2019.
259. Yahyaei H., Ebrahimi M., Tahami H.V., Mafi E.R., Akbarinezhad E.,. Toughening mechanisms of rubber modified thin film epoxy resins: Part 2 - Study of abrasion, thermal and corrosion resistance . *Progress in Organic Coatings*. 2017, strony 136-142.
260. Wu T., Liu Y., Li N., Huang G., Qu C., Xiao H.,. Cryogenic mechanical properties of epoxy resin toughened by hydroxyl-terminated polyurethane. *Polymer Testing*. 2019, strony 45-56.
261. Pach J., Mayer P., Jamroziak K., Polak S., Pyka D.,. Experimental analysis of puncture resistance of aramid laminates on styrene-butadiene-styrene and epoxy resin matrix for ballistic applications. . *Archives of Civil and Mechanical Engineering*. 2019.
262. Miller M. *Polymers in Cementitious* . Materials Rapa Technology Limited. 2005.
263. Sharmin E., Zafar F.,. *Polyurethane*. 2012.
264. Fuest F.W. Chapter 9. Polyurethane Elastomer. *Rubber Technology: Compounding and Testing performance*. brak miejsca : Hanser Gardner Publisher, 2009, str. 24.
265. *The Economic Benefits of the U.S. Polyurethanes Industry*. brak miejsca : Economics & Statistics Department. American Chemistry Council, 2014.
266. Qi H.J., Boyce M.C.,. Stress-strain behavior of thermoplastic polyurethanes. *Mechanics of Materials*. 2005, strony 817-839.

267. Saxena P.K. Raut K.G., Srinivasan S.R., Sivaram S., Rawat R.S., Jain R.K., Polyurethane waterproofing coating for building applications . Construction and Building Materials. 1991, strony 208-210.
268. Somarathna H.M.C.C. Raman S.N., Mohotti D., Matalib A.A., Badri K.H.,. The use of polyurethane for structural and infrastructural engineering applications: A state of the art review. Construction and Building Materials . 2018, strony 995-1014.
269. Yi J. Boyce M.C., Lee G.F., Balizer E. Large deformation rate dependent stress-strain behavior of polyurea and polyurethanes. Polymer. 2006, strony 319-329.
270. Chen S. Wang Q. , Wang T.,. Damping, thermal, and mechanical properties of carbon nanotubes modified castor oil-based polyurethane/epoxy interpenetrating polymer network composites. Materials & Design. 2012, strony 47-52.
271. Loos M.R. Yang J., Fekete D.L., Manas-Zloczowicz I., Unal S., Younes U. Enhancement of fatigue life of polyurethane composites containing carbon nanotubes. Composites Part B: Engineering. 2013, strony 740-744.
272. Frisch K.C. Klemmner D., Frisch H.L.,. Recent advances in polymer alloys and IPN technology . Materials & Design. 1983.
273. The Third Conference on Smart Monitoring, Assessment and Rehabilitation of Structures. Somarathna H.M.C.C. Raman S.N., Mutalib A.A., Badri K.H.,. Antalya, Turkey : brak nazwiska, 2015. Mechanical characterization of polyurethane elastomers: for retrofitting application against blast effects.
274. Yilgor I. Yilgor E., Wilkes G.L.,. Critical parameters in designing segmented polyurethanes and their effect on morphology and properties: a comprehensive review. Polymer. 2014, strony 1-36.
275. Beniah G. Fortman D.J., Heath W.H., Dichtel W.R., Torkelson J.M.,. Non-Isocyanate Polyurethane Thermoplastic Elastomer: Amide-Based Chain Extender Yields Enhanced Nanophase Separation and Properties in Polyhydroxyurethane. Macromolecules. 2017, strony 4425-4434.
276. Nanclares J. Petrović Z.S., Javni I., Ionescu M., Jaramillo F.,. Segmented polyurethane elastomers by nonisocyanate route . Journal of Applied Polymer Science. 2015.
277. Kim M.R. Kim H.S., Ha C.S., Park D.W., Lee J.K.,. Syntheses and thermal properties of poly(hydroxy)urethanes by polyaddition reaction of bis(cyclic carbonate) and diamines. Journal of Applied Polymer Science . 2001, strony 2735-2743.
278. Senenik U. Krajnc M.,. Influence of the soft segment length and content on the synthesis and properties of isocyanate-terminated urethane prepolymers . International Journal of Adhesion and Adhesives. 2007, strony 527-535.
279. Somarathna H.M.C.C. Raman S.N., Mohotti D., Mutalib A.A., Badri K.H.,. The use of polyurethane for structural and infrastructural engineering applications: A state of the review . Construction and Building Materials . 2018, strony 995-1014.

280. Bakar M. Kucharczyk W., Stawarz S., Żurowski W.,. Effect of nanopowders (TiO₂ and MMT) and aramid honeycomb core on ablative, thermal and dynamic mechanical properties of epoxy composites. *Composite Structures*. 2021.
281. Hebda M. *Procesy tarcia, smarowania i zużywania maszyn*. Warszawa : ITEE, 2007.
282. [Online] [Zacytowano: 13 05 2022.] <http://tworzywasztuczne.keep.pl/udarnosc.html><http://tworzywasztuczne.keep.pl/udarnosc.html>
283. Siepracka B. Rocznik K.,. Ćwiczenia laboratoryjne z materiałoznawstwa tworzyw sztucznych. *Wybrane problemy*,. Radom : Wydawnictwo Politechniki Radomskiej, 2008.
284. [Online] [Zacytowano: 13 05 2022.] <https://technolutions.pl/mloty-udarnosciowe/>.
285. Wróbel G. Leonowicz A., Pusz A., Rojek M., Rydarowski H., Stabik J., Walczak K.,. Ćwiczenia laboratoryjne z przetwórstwa tworzyw sztucznych. Gliwice : Wydawnictwo Politechniki Śląskiej, 1999.
286. Przybyłek P. Komorek A.,. *Badanie wpływu poprzecznych obciążeń uderowych na właściwości wytrzymałościowe materiałów kompozytowych stosowanych w lotnictwie. Eksploatacja i Niezawodność*. 2012.
287. Yan R. Zhang Q., Shi B., Qin Z., Wei S., Jia L.,. Investigating the integral-structure of HRBP/CHP/CF consisting of non-woven flexible inter/intra-ply hybrid composites: Compression, puncture-resistance, electromagnetic interference shielding effectiveness. *Composite Structures*. 2020.
288. Investigating the integral-structure of HRBP/CHP/CF consisting of non-woven flexible inter/intra-ply hybrid composites: Compression, puncture-resistance, electromagnetic interference shielding effectiveness. *Composite Structures*. 2020.
289. Komorek A. Przybyłek P.,. *Badanie wpływu poprzecznych obciążeń uderowych na właściwości wytrzymałościowe materiałów kompozytowych stosowanych w lotnictwie. Science and Technology*. 2012.
290. [Online] 25 05 2022. <http://www.skalgo.cba.pl/belka/belka.html>.
291. [Online] 25 05 2022. http://pl.testlab.eu/produkty/maszyny_wytrzymaosciowe/akcesoria/szczeki/zginanie_trzypunktowe/.
292. [Online] 25 05 2022. http://www.wzwm.pwr.wroc.pl/files/pages/inst_14_15.pdf.
293. Broniewski T. Kapko J., Płaczek W., Thomalla J.,. *Metody badań i ocena właściwości tworzyw sztucznych*. Warszawa : WNT, 2000.
294. Bakar M. *Właściwości mechaniczne materiałów polimerowych*. Radom : Wydawnictwo Politechniki Radomskiej, 2000.
295. PN-EN ISO 14130:2001 . *Kompozyty tworzywowe wzmocnione włóknem -- Oznaczanie umownej wytrzymałości na ścinanie międzywarstwowe metodą krótkiej belki*. Warszawa : PKN, 2001.

296. Chen J. Li E., Liu W., Mao Y., Hou S.,. Sustainable composites with ultrahigh energy absorption from beverage cans and polyurethane foam. *Composites Science and Technology*. 2023.

297. Vedrtnam A. Ghabezi P., Gunwant D., Jiang Y., Sam-Daliri O., Harrison N., Goggins J., Finnegan W.,. Mechanical performance of 3D-printed continuous fibre Onyx composites for drone applications: An experimental and numerical analysis. *Composites Part C*. 2023.

298. Polański Z. Planowanie doświadczeń w technice. Warszawa : PWN, 1984.

299. Xiaoping H. Shenliang H., Liang Y. A study on dynamic fracture toughness of composite laminates at different temperatures. *Composites Science and Technology*. Luty 2003, strony 155-159.

Spis tabel

Tabela 1. Porównanie wybranych właściwości włókien, żywicy i kompozytów włóknistych [66].....	23
Tabela 2. Zestawienie właściwości najczęściej wykorzystywanych włókien [69, 70, 71, 72, 73].....	25
Tabela 3. Charakterystyka struktur warstwowych w odniesieniu do grubości rdzenia [89]....	28
Tabela 4. Klasyfikacja dronów według cech i zastosowań [153].....	47
Tabela 5. Stopień wytrzymałości mechanicznej materiałów IK [246].....	78
Tabela 6. Wyniki testów udarności [163].....	83
Tabela 7. Wyniki wytrzymałości a ściskanie [163].....	84
Tabela 8. Odporność chemiczna utwardzonego Epidianu 5.....	90
Tabela 9. Parametry wytrzymałościowe utwardzonego Epidianu 5.....	90
Tabela 10. Właściwości Epidianu 5 i Desmocup 12	93
Tabela 11. Właściwości pianki AIREX® R63	95
Tabela 12. Komponenty użyte do wytworzenia warstwowych kompozytów.	108
Tabela 13. Skład kompozycji z poliuretanem.	109
Tabela 14. Odporność na pękanie kompozytów z poliuretanem.....	114
Tabela 15. Badanie odporności na trójpunktowe zginanie.....	115
Tabela 16. Skład ilościowy przygotowanych kompozytów.	117
Tabela 17. Parametry badania dla poszczególnych energii.	122
Tabela 18. Wyniki badania odporności na trójpunktowe zginanie kompozytów warstwowych.	129
Tabela 19. Wpływ modyfikacji osnowy na ścinanie międzywarstwowe kompozytów sandwich.....	133
Tabela 20. Badanie odporności na przebicie na młocie spadowym Instron Ceast 9340.....	134
Tabela 21. Wyniki badania: odporność na przebicie energią 30 J. Kolorem czerwonym zaznaczono wartości najniższe dla wybranego parametru, a kolorem zielonym najwyższe..	139
Tabela 22. Obrazy z profilometru kompozytów warstwowych po uderzeniu z energia 7J....	143
Tabela 23. Porównanie właściwości wytworzonych kompozytów z materiałami stosowanymi w produkcji bezzałogowych statków powietrznych [298].	148
Tabela 24. Pełnoczynnikowa macierz planowania I rzędu 2 ³ z powtórzeniami [299].....	153
Tabela 25. Udziały składników kompozytów.	154

Tabela 26. Zestawione parametry wytrzymałościowe wytypowanych kompozytów. Kolorem czerwonym zaznaczono najniższe wartości wyznaczonych parametrów, a kolorem zielonym najwyższe..... 155

Tabela 27. Współczynniki regresji: b_1 , b_2 , b_3 oraz interakcji: b_{12} , b_{13} , b_{23} , b_{123} - właściwości wytrzymałościowe..... 157

Spis rysunków

Rysunek 1. Surowce stosowane do produkcji kompozytów.	16
Rysunek 2. Klasyfikacja kompozytów ze względu na budowę.....	17
Rysunek 3. Zależność konstytutywna materiałów dwumodułowych [10].....	18
Rysunek 4. Schemat płyty warstwowej [16].	19
Rysunek 5. Schemat wzajemnie przenikających się sieci polimerowych.	21
Rysunek 6. Schematy głównych typów splotów: płócienny, skośny i satynowy.....	24
Rysunek 7. Płyta warstwowa jako belka dwuteowa [83].	26
Rysunek 8. Porównanie płyty kompozytowej i płyty stalowej wykonanej [83]	27
Rysunek 9. Rodzaje struktur płyt warstwowych w zależności od grubości rdzenia [89].....	28
Rysunek 10. Wykres ilustrujący wpływ rosnącej grubości materiału rdzenia na sztywność i ciężar płyty warstwowej [83].	29
Rysunek 11. Uszkodzenie struktury kompozytu włóknistego w okolicy otworu [93].....	30
Rysunek 12. Porównanie między plastycznym składaniem metali (po lewej) a kruchym pękaniem kompozytu FRP (po prawej) [96].	32
Rysunek 13. Przykłady postępującej deformacji pofałdowanej dla kompozytów z włókien aramidowych (po lewej) i hybryd aramidowo-węglowych (po prawej) [108].....	34
Rysunek 14. Ilustracja różnych trybów zgniatania progresywnego: rozkładanie progresywne (po lewej) i fragmentacja progresywna (po prawej) [96].	34
Rysunek 15. Wytrzymałość właściwa [km] dla wybranych materiałów [109].	36
Rysunek 16. Koncepcja projektowa koreańskiego autobusu niskopodłogowego [110].	37
Rysunek 17. Zastosowanie warstwowych materiałów kompozytowych: a) statek z materiałów kompozytowych b) kompozytowa sekcja kadłuba wzmocniona usztywnieniami w kształcie kapelusza [10].....	39
Rysunek 18. Materiały kompozytowe stosowane w samolotach cywilnych na przykładzie Boeing 787 [127].	40
Rysunek 19. Schematy konstrukcji kanapkowych z wypełnieniem z plastra miodu i porowatym rdzeniem.	41
Rysunek 20. Schemat asymetrycznego kompozytu warstwowego.	42
Rysunek 21. Dron ze skrzydłami wielowirnikowymi „quadcopter” [154].	46
Rysunek 22. Polski dron „Flyeye” firmy Flytronic ze skrzydłami stałymi [155].	46
Rysunek 23. Linie widzenia dla bezzałogowego statku powietrznego [160].	47

Rysunek 24. Przed transportem do autoklawu należy wykonać próżnię w opakowaniach [12].	54
Rysunek 25. Schematyczny przykład piramidy testowej dla kompozytowego statku powietrznego; czerwone strzałki schematycznie wskazują kierunek przyłożonych obciążeń dla różnych przypadków testowych.	55
Rysunek 26. Wygląd próbek podczas testu trójpunktowego zginania a) kompozyt z aramidowym plastrem, b) kompozyt z pianką, c) kompozyt z balsą [13].	58
Rysunek 27. Schematyczny wygląd próbek po zniszczeniu- od lewej z aramidowym plastrem miodu, z balsą, z pianką [13].	58
Rysunek 28. Zdjęcie mikroskopowe zniszczeń w próbkach a) kompozyt z aramidowym plastrem, b) kompozyt z pianką, c) kompozyt z balsą [13].	59
Rysunek 29. Krzywe obciążenie-przemieszczenie zastosowanych belek sandwichowych podczas trójpunktowego zginania [210].	60
Rysunek 30. Krzywa obciążenie-przemieszczenie dla kompozytu warstwowego podczas trójpunktowego zginania [210].	61
Rysunek 31. Wpływ gęstości na krzywe naprężenie – odkształcenie podczas ściskania [210].	61
Rysunek 32. Wykres siła-przemieszczenie uzyskane w próbie zginania trójpunktowego belek warstwowych [213].	63
Rysunek 33. Topografia pęknięć kompozytu warstwowego [215].	64
Rysunek 34. Przykładowy wykres zginania próbki laminatu przekładkowego. Oznaczenia w tekście [216].	65
Rysunek 35. Różne formy uszkodzeń lica [217].	66
Rysunek 36. Różne sposoby marszczenia kompozytów warstwowych [219].	66
Rysunek 37. Uderzenie o niskiej energii w kompozyt warstwowy. [225].	68
Rysunek 38. Wykresy siła-czas-energia pod wpływem uderzenia z niską energią [225].	68
Rysunek 39. Odkształcenie i powstawanie stożka na tylnej powierzchni kompozytu podczas uderzenia balistycznego. Tutaj d jest średnicą pocisku [224].	70
Rysunek 40. Schematyczny diagram procesu penetracji mechanizmu uszkodzenia [229].	71
Rysunek 41. Wytrzymałość kierunkowa kompozytów szklano-epoksydowych wzmacnianych: 1 – rowingiem, 2 – tkaniną o splocie płóciennym, 3 – tkaniną o splocie satynowym, 4 – matą [229].	72

Rysunek 42. Krzywe siły kontaktu w funkcji czasu dla różnych energii uderzenia. a) cienkie płyty (o gęstości powierzchniowej $4,43 \text{ kg/m}^2$ · b) grube płyty (o gęstości powierzchniowej $8,86 \text{ kg/m}^2$) [74].....	73
Rysunek 43. Zdjęcie uszkodzonego obszaru a) płyty grube. b) płyty cienkie [74].....	74
Rysunek 44. Schemat badania wytrzymałości mechanicznej IK [248].....	78
Rysunek 45. Próbką umieszczona do badania udarności w warunkach: (a) obciążenia krawędziowego i (b) obciążenia płaskiego [166].....	80
Rysunek 46. Wygląd kompozytu po uderzeniu przy: (a) energii 7 J i (b) energii 10 J [166]..	81
Rysunek 47. Próbką do badania wytrzymałości na ścinanie rdzenia [166].....	81
Rysunek 48. Próbką do testów udarności i ściskania [163].	83
Rysunek 49. Lekka konstrukcja drona ze strukturami komórkowymi i częściami modułowymi [163].....	85
Rysunek 50. Algorytm programu badań doświadczalnych.	88
Rysunek 51 Zastosowanie poliuretanów	91
Rysunek 52. Schemat poliuretanu z podziałem na struktury miękkie i twarde.....	92
Rysunek 53. Zasada badania udarności metodą Charpy’ego [285].....	98
Rysunek 54. Wykres odkształcenie od siły przy złamaniu próbek a) odkształcenie sprężyste (złamanie kruche), b)odkształcenie plastyczne (złamanie plastyczne) [283].....	99
Rysunek 55. Przełom a) kruchy, b) plastyczny.....	99
Rysunek 56. Młot Charpy’ego Galdabini Impact 25.....	100
Rysunek 57. Schemat poprzecznego obciążenia kompozytu warstwowego bijakiem sferycznym.....	101
Rysunek 58. Młot opadowy Instron CEAST 9340.....	102
Rysunek 59. Obszar uszkodzeń w kompozycie po niskoenergetycznym obciążeniu udarowym [290].....	103
Rysunek 60. Schemat próby trójpunktowego zginania [291].....	104
Rysunek 61. Trójpunktowe zginanie [292].	104
Rysunek 62. Schemat ułożenia próbki podczas badania wytrzymałości na propagację pęknięć [291].....	106
Rysunek 63 . Lepkościomierz Brookfielda	110
Rysunek 64. Schemat próby trójpunktowego zginania [291].....	111
Rysunek 65. Schemat ułożenia próbki podczas badania wytrzymałości na propagację pęknięć [291].....	112
Rysunek 66. Skład kompozytów warstwowych.	117

Rysunek 67. Schemat wykonanego kompozytu warstwowego.	118
Rysunek 68. Aparat DMA Q800 TA Instruments.....	119
Rysunek 69. Młot Charpy’ego Galdabini Impact 25.	120
Rysunek 70. Kompozyt podczas próby trójpunktowego zginania.	121
Rysunek 71. Młot opadowy Instron CEAST 9340.	122
Rysunek 72. Profilometr optyczny MICROPROF300.....	123
Rysunek 73. Kompozyt warstwowych po badaniu odporności na trójpunktowe zginanie....	131
Rysunek 74. Wykres Ashby'ego SEA dla materiałów pochłaniających energię [297].....	131
Rysunek 75. Próbkę po uderzeniu młotem wahadłowym.....	134

Spis wykresów

Wykres 1. Wyniki pomiaru lepkości.	112
Wykres 2. Czas żelowania kompozycji z poliuretanem.	113
Wykres 3 Moduł zachowawczy a) okładziny z tkaniną ze splotem płóciennym; b) okładziny z tkaniną o splotie skośnym.	125
Wykres 4. Moduł stratności a) okładziny z tkaniną ze splotem płóciennym; b) okładziny z tkaniną o splotie skośnym.	126
Wykres 5. Gęstość kompozytów warstwowych.	127
Wykres 6. Udarność Charpy’ego metodą płaszczynową kompozytów warstwowych.	128
Wykres 7. Ścinanie międzywarstwowe kompozytów warstwowych.	132
Wykres 8. Pole powierzchni przy uderzeniu z energią 30J.	138
Wykres 9. Pole powierzchni dla uderzenia z energią 7J.	141
Wykres 10 Wykres przemieszczenie-siła.	142
Wykres 11 Wykres siła-czas.	142